



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 1985 des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Flugzeuges Gulfstream G-V, HB-IMJ

betrieben durch die Firma G5 Executive AG

unter der Flugnummer EXH 152

vom 1. Juni 2007

auf dem Flughafen Zürich

Causes

L'accident est dû au fait que les quatre vis de fixation du couvercle de fermeture (*gland*) du *shuttle valve* situé dans le compartiment de la roue de proue ont cédé et que par la suite, le couvercle de fermeture s'est rompu. De ce fait, la roue de proue n'a pas pu être extraite.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans l'accident:

- Défaillance du système d'urgence dû à une fuite en raison de la rupture du couvercle de fermeture
- Des vis de fixation non appropriées et insuffisamment serrées au niveau du couvercle de fermeture du *shuttle valve*
- Faible résistance du matériau utilisé pour le couvercle de fermeture

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalles.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt im Unfallzeitpunkt die mitteleuropäische Sommerzeit (MESZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MESZ und UTC lautet: $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h}$.

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

Inhaltsverzeichnis

Allgemeines	7
Kurzdarstellung	7
Untersuchung	8
1 Sachverhalt	9
1.1 Flugverlauf	9
1.1.1 Allgemeines	9
1.1.2 Flugverlauf	9
1.2 Personenschäden	14
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	14
1.4 Drittschaden	15
1.5 Angaben zu Personen	15
1.5.1 Kommandant	15
1.5.1.1 Flugerfahrung	16
1.5.2 Copilot	16
1.5.2.1 Flugerfahrung	16
1.5.3 Besatzungszeiten	16
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	17
1.6.1 Allgemeines	17
1.6.2 Das Hydrauliksystem	18
1.6.2.1 Allgemeines	18
1.6.2.2 Das linke und rechte Hydrauliksystem	18
1.6.2.3 Die Kraftübertragungseinheit	19
1.6.2.4 Das Hilfshydrauliksystem	19
1.6.3 Das Fahrwerk	20
1.6.3.1 Allgemeines	20
1.6.3.2 Das Bugfahrwerk	20
1.6.3.3 Das Hauptfahrwerk	20
1.6.3.4 Ein- und Ausfahren des Fahrwerks	21
1.6.3.5 Akustische Warnung bezüglich Fahrwerkposition	21
1.6.3.6 Ausfahren des Fahrwerks im Notfall	22
1.6.4 Befunde nach dem Unfall	22
1.7 Meteorologische Angaben	22
1.7.1 Allgemeines	22
1.7.2 Allgemeine Wetterlage	22
1.7.3 Prognosen und Warnungen	22
1.7.4 Gemessene und beobachtete Werte	23
1.7.5 Wetter zur Unfallzeit am Flughafen Zürich	23
1.7.6 ATIS Meldungen des Flughafens Zürich	23
1.8 Navigationshilfen	25
1.9 Kommunikation	25
1.10 Angaben zum Flughafen	25
1.10.1 Allgemeines	25
1.10.2 Pistenausrüstung	25
1.10.3 Betriebseinschränkungen	26

1.11	Flugschreiber	26
1.11.1	Flugdatenschreiber	26
1.11.2	Quick Access Recorder	26
1.11.3	Cockpit voice recorder	26
1.12	Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	27
1.13	Medizinische und pathologische Feststellungen	27
1.14	Feuer	27
1.15	Überlebensaspekte	27
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse	27
1.16.1	Untersuchung des Wechselventil-Abschlussdeckels	27
1.16.2	Untersuchung der Befestigungsschrauben des Abschlussdeckels	28
1.16.3	Untersuchung des Wechselventil-Kolbengehäuses	28
1.16.4	Einschlagstelle am door bell crank	29
1.16.5	Untersuchung der Hydraulikflüssigkeit	29
1.16.6	Untersuchung der Bugfahrwerkstrebe	29
1.16.7	Funktionstüchtigkeit des door actuator	29
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	30
1.17.1	Das Flugbetriebsunternehmen G5 Executive AG	30
1.17.1.1	Allgemeines	30
1.17.1.2	Vorschriften bezüglich Ruhezeiten	30
1.17.1.3	Verfahrensvorschriften	31
1.17.2	Der Flugzeughersteller Gulfstream	31
1.17.2.1	Allgemeines	31
1.17.2.2	Verfahrensvorschriften bei Hydraulikfehlern	31
1.17.2.3	Verfahrensvorschriften für abnormale Fahrwerkzustände	32
1.17.2.4	Verfahrensvorschriften für eine Notfall Evakuierung	32
1.18	Zusätzliche Angaben	32
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	33
2	Analyse	34
2.1	Technische Aspekte	34
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	35
2.2.1	Flugbesatzung	35
2.2.1.1	Anwendung von verschiedenen Prüflisten	35
2.2.1.2	Zusammenarbeit im Cockpit	37
2.2.1.3	Prüflisten des Flugzeugherstellers	37
3	Schlussfolgerungen	39
3.1	Befunde	39
3.1.1	Technische Aspekte	39
3.1.2	Besatzung	39
3.1.3	Flugverlauf	39
3.1.4	Rahmenbedingungen	40
3.2	Ursachen	40
4	Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen	41
4.1	Sicherheitsempfehlungen	41
4.2	Seit dem Unfall getroffene Massnahmen	41

Anlagen	44
Anlage 1: Schaden am Luftfahrzeug	44
Anlage 2: Schematische Darstellung des Hydrauliksystems	46
Anlage 3: Befunde nach dem Unfall	47
Anlage 4: Das Flugzeug nach dem Stillstand	48
Anlage 5: Fraktographische Untersuchung am Abschlussdeckel	49
Anlage 6: Fraktographische Untersuchungen der Befestigungsschrauben	50
Anlage 7: Verfahren bei Verlust des linken Hydrauliksystems	51
Anlage 8: Verfahren zur Landung mit abnormalen Fahrwerkzuständen	53
Anlage 9: Schadenbild eines anderen Vorfalles	54

Schlussbericht

Eigentümer	Besleasing e Factoring, 1006 Lausanne
Halter	G5 Executive AG, CH-6300 Zug
Luftfahrzeugmuster	G-V (Gulfstream Aerospace)
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-IMJ
Ort	Flughafen Zürich
Datum und Zeit	1. Juni 2007, 20:53 UTC

Allgemeines

Kurzdarstellung

Am 1. Juni 2007 startete das Flugzeug Gulfstream G-V, HB-IMJ, um 17:53 UTC in Rotterdam (EHRD) zum Flug mit der Flugnummer EXH 152 nach Zürich (LSZH). Um 18:41:45 UTC erhielt die Besatzung von Flug EXH 152 die Freigabe für einen Instrumentenanflug auf die Piste 14. Nach dem Ausfahren des Fahrwerks stellte die Besatzung fest, dass das Bugfahrwerk nicht ausgefahren und verriegelt war.

Beim anschliessenden Durchstart wurde das Fahrwerk wieder eingefahren und die Besatzung stellte fest, dass die Anzeige für die Hydraulikflüssigkeitsmenge des linken Systems zu sinken begann. Die Besatzung führte einen zweiten Anflug durch. Nach dem Ausfahren des Fahrwerks zeigte sich das gleiche Bild: Hauptfahrwerk ausgefahren und verriegelt, Bugfahrwerk nicht ausgefahren. Auch die Anwendung des Notfall-Verfahrens zum Ausfahren des Fahrwerks führte nicht zum Erfolg.

Mit einem Überflug auf geringer Höhe über die Piste 14 liess die Besatzung durch Beobachtung verifizieren, dass das Bugfahrwerk nicht ausgefahren war. Mit beratender Unterstützung über die *hot line* des Flugzeugherstellers wurde erfolglos versucht, mittels Flugmanövern mit g-Belastung das Bugfahrwerk zu lösen, respektive auszufahren.

Der Kommandant von Flug EXH 152 erklärte um 20:21:41 UTC über Funk eine Notlage. Eine Notlandung mit anschliessendem notfallmässigen Verlassen des Flugzeuges wurde vorbereitet.

Das Flugzeug setzte um 20:52:37 UTC auf der Piste 14 auf und um 20:53:15 UTC kam es mit der Flugzeugnase auf der Piste zum Stillstand. Passagiere und Besatzung verliessen das Flugzeug durch die Passagiertüre (*main entry door*). Niemand wurde verletzt. Am Flugzeug entstand beträchtlicher Sachschaden.

Untersuchung

Das Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) wurde am 1. Juni 2007 um 20:30 UTC vom Flight Operations Manager des Flugbetriebsunternehmens über die bevorstehende Landung ohne ausgefahrenes Bugfahrwerk orientiert und eröffnete um 21:00 UTC eine Untersuchung.

Der *digital flight data recorder* (DFDR) und der *cockpit voice recorder* (CVR) wurden aus dem Flugzeug ausgebaut und ausgewertet.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass am Bugfahrwerk *door actuator* alle vier Befestigungsschrauben des Abschlussdeckels (*gland*) des *shuttle valve* rissen und der Abschlussdeckel brach. Als Folge davon konnte das Bugfahrwerk nicht ausgefahren werden.

Zum Unfall beigetragen haben:

- Versagen des Notsystems infolge eines Lecks, welches durch den abgetrennten Abschlussdeckel des *shuttle valve* verursacht wurde
- Nicht geeignete und unzureichend angezogene Befestigungsschrauben am Abschlussdeckel des *shuttle valve*
- Geringe Materialstärke des Abschlussdeckelflansches

1 Sachverhalt

1.1 Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung des Flugverlaufs wurden die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs, Radardaten sowie die Aussagen der Besatzungsmitglieder verwendet. Die Aufzeichnungen des CVR (*cockpit voice recorder*) standen ebenfalls zur Verfügung; die letzten 30 Minuten des Fluges wurden aufgezeichnet.

Während des gesamten Fluges war der Kommandant als fliegender Pilot (*pilot flying* – PF) und der Copilot als assistierender Pilot (*pilot not flying* – PNF) eingesetzt.

Der Flug wurde nach Instrumentenflugregeln durchgeführt.

1.1.2 Flugverlauf

Am 1. Juni 2007 startete das Flugzeug Gulfstream G-V, HB-IMJ, um 17:53 UTC in Rotterdam (EHRD) zum Flug mit der Flugnummer EXH 152 (*Batman one five two*) nach Zürich (LSZH). Im ATC-Flugplan war die Art des Fluges mit „N“ (*commercial non scheduled air transport operation* – Bedarfsluftverkehr) angegeben. An Bord befanden sich nebst der Cockpitbesatzung zwei Flugbegleiter und fünf Passagiere. Nach einem bis dahin ereignislosen Flug nahm die Besatzung von EXH 152 um 18:37:21 UTC Kontakt mit der Flugverkehrsleitstelle Zurich Arrival West auf. Der Flugverkehrsleiter (FVL) informierte die Besatzung, dass sie einen Anflug auf die Piste 14 zu erwarten hätte und erteilte ihr die Freigabe für einen Sinkflug auf Flugfläche (FL) 120. Um 18:38:35 UTC erhielt die Besatzung vom FVL eine erste Kursanweisung und die Freigabe auf 6000 ft QNH. Um 18:41:45 UTC erhielt sie vom FVL die Freigabe für einen Instrumentenanflug auf die Piste 14 und um 18:44:32 UTC wurde die Besatzung angewiesen, mit dem Kontrollturm Kontakt aufzunehmen. Nach Angaben des Kommandanten erfolgte der Anflug tendenziell schnell und zur Reduktion der Geschwindigkeit wurden die Luftbremsen benutzt. Da deren Wirkung nicht ausreichte, wurde zusätzlich das Fahrwerk relativ früh ausgefahren. Nach dem Ausfahren des Fahrwerks blieb der Fahrwerkhebel rot beleuchtet. Die grüne Bugfahrwerkanzeige leuchtete nicht auf, was bedeutete, dass dieses zumindest nicht verriegelt war. Die Hauptfahrwerkanzeigen leuchteten grün und zeigten damit an, dass das Hauptfahrwerk normal ausgefahren und verriegelt war.

Um 18:45:01 UTC erhielt die Besatzung des Fluges EXH 152 vom FVL des Kontrollturms die Landefreigabe auf die Piste 14, welche die Besatzung umgehend bestätigte. Da das Bugfahrwerk immer noch als nicht ausgefahren und verriegelt angezeigt wurde, entschloss sich die Besatzung zu einem Durchstart und meldete dies dem FVL um 18:45:55 UTC wie folgt: "*Batman one five two, going around*".

Die Besatzung folgte dem publizierten Durchstartverfahren und fuhr das Fahrwerk ein. Vom FVL auf den Grund des Durchstarts angesprochen, antwortet die Besatzung um 18:46:56 UTC: "*We have some problems with the gear and we try to figure it out now*". Der FVL quittierte diese Meldung und die Besatzung wurde um 18:47:01 UTC angewiesen, auf die Frequenz von Zurich Arrival East umzuschalten.

Während des Durchstarts, immer noch im Steigflug, bemerkte die Besatzung auf dem *crew alerting system* (CAS) die bernsteinfarbene (*amber*) Warnanzeige L HYD QTY LOW. Nach dem Selektieren der bildlichen Darstellung des Hydraulik-Systems (*hydraulic synoptic page*) stellte die Besatzung fest, dass die Menge im linken Hydrauliktank langsam aber kontinuierlich abnahm. Aufgrund dieser Tatsache entschied sich die Besatzung, die Landeklappen in der Stellung 20° zu belassen.

Um 18:48:20 UTC erhielt die Besatzung eine Steigflugfreigabe auf 7000 ft QNH und gut eine Minute später eine Kursanweisung um direkt in die AMIKI Warteschleife (*holding*) einzufliegen, so wie es die Besatzung verlangt hatte.

Im AMIKI *holding* befasste sich der Copilot auf Befehl des Kommandanten mit der Anzeige L HYD QTY LOW. Gemäss Aussage des Kommandanten wurde zu diesem Zeitpunkt die Warnung L HYD SYS FAIL nicht angezeigt. Die Hydraulik-Druckanzeige variierte zwischen 0 und 2800 psi und die Hydraulik-Tankanzeige zeigte gegen Null.

Die Besatzung entschied sich zu einem zweiten Anflug auf die Piste 14 und verlangte eine Radarführung durch Kursanweisung. Sie beschloss, das Fahrwerk bereits nach dem Verlassen des AMIKI *holding* auszufahren. Das Resultat war das gleiche wie beim ersten Anflug. Die Hauptfahrwerkanzeigen leuchteten grün, d.h. ausgefahren und verriegelt, der *gear handle* leuchtete wiederum rot und die grüne Bugfahrwerkanzeige blieb dunkel. Um 18:55:49 UTC informierte der FVL die Besatzung, dass sie noch einen Flugweg von 37 Meilen bis zur Landung vor sich hätte. Rund acht Minuten später verlangte die Besatzung eine Verlängerung des Flugweges um 10 Meilen. Auf den Grund für diese Flugwegverlängerung angesprochen meldete die Besatzung um 19:04:04 UTC: "*Ya, we have lost the left hydraulic system, so we have to use the alternate system to release the gear*".

Auf Befehl des Kommandanten arbeitete der Copilot gemäss Quick Reference Handbook (QRH) die *emergency checklist* "Landing Gear Failure To Extend" ab. Auch dieses Verfahren, bei welchem der Hydraulikdruck durch Stickstoffdruck aus zwei mitgeführten Flaschen ersetzt wird, zeigte keine Wirkung. Die Positionsanzeige des Fahrwerks blieb unverändert.

Nun entschied sich die Besatzung für einen Überflug auf geringer Höhe über die Piste 14, um vom Boden aus überprüfen zu lassen, ob das Bugfahrwerk ausgefahren sei. Um 19:06:59 UTC verlangte sie beim FVL unter anderem Folgendes: "*... requesting a low pass to verify, if you can see our nose landing gear down*".

Erneut erfolgte eine Radarführung durch Kursanweisung und nachdem das Flugzeug auf der Pistenachse und dem Gleitweg ausgerichtet war, erhielt die Besatzung vom FVL im Kontrollturm um 19:12:54 UTC folgende Freigabe: "*... runway one four, cleared low approach*".

Um 19:15:16 UTC erhielt die Besatzung vom FVL die Bestätigung, dass das Bugfahrwerk nicht ausgefahren sei. Beim anschliessenden Durchstart wurde die Flugzeugkonfiguration belassen. Die Besatzung verlangte nun eine Freigabe ins AMIKI *holding*, um das Problem zu lösen.

Im AMIKI *holding* übergab der Kommandant dem Copiloten die Führung des Flugzeuges, informierte die Passagiere und kontaktierte anschliessend das eigene Flugbetriebsunternehmen. Die Absprache zwischen Spezialisten des Flugbetriebsunternehmens und dem verantwortlichen Unterhaltsbetrieb führte nicht weiter. Die Besatzung wurde nun aufgefordert, via Satelliten-Telefon mit der *hot line* des Flugzeugherstellers Kontakt aufzunehmen. In einer Konferenzschaltung

standen zwei technische Spezialisten und ein Testpilot des Flugzeugherstellers zur Verfügung, um die Besatzung beratend zu unterstützen. Nach einer ersten Analyse erteilte dieser den Rat, mittels Flugmanövern mit positiver g-Belastung eine eventuelle mechanische Blockierung des Bugfahrwerkes zu lösen.

Um 19:58:48 UTC informierte die Besatzung den FVL unter anderem wie folgt über ihre Absichten: *"... we would like to try the following procedure: we would like to have a vector where we can descend to round about two thousand feet and, ten miles vector, and where we can do some positive g-loads on the plane to see if the nose wheel will extend, so give us a vector where we can fly for ten miles, descend to two thousand feet and do positive g-loads on the plane"*.

Der FVL informierte die Besatzung, dass er sie nicht tiefer als auf 4000 ft absinken lassen könne. Er offerierte eine Höhe zwischen 6000 ft QNH und FL 90 innerhalb des AMIKI *holding*. Die Besatzung war damit einverstanden, wünschte aber, über eine Distanz von ca. 10 Meilen, den gleichen Kurs beibehalten zu können. Hierauf erhielt die Besatzung um 20:00:16 UTC vom FVL folgende Freigabe: *"Okay Batman one five two, then heading two niner zero then between six thousand feet on one eight and level niner zero"*.

Nach gut sechs Minuten meldete sich die Besatzung erneut auf FL 90 und fragte nach, ob sie das gleiche Verfahren noch einmal durchspielen könnte. Sie erhielt die entsprechende Freigabe um 20:06:56 UTC und diesmal auf einem Kurs von 270 Grad. Die in Absprache und ständigem Kontakt mit dem Flugzeughersteller ausgeführten Flugmanöver durch den Kommandanten zeigten keine Wirkung.

Die Besatzung entschied sich, die Flugmanöver abubrechen und verlangte um 20:11:48 UTC eine Freigabe zurück ins AMIKI *holding*. Nach einer erneuten Besprechung mit dem Testpiloten des Herstellers verlangte die Besatzung um 20:14:51 UTC folgendes: *"Yeah, could we try the same procedure again with a turn, may be that helps more"*. Der FVL erteilte die Freigabe umgehend und meldete, dass er keinen andern Verkehr in der Region habe.

Die Aufzeichnungen zeigen, dass die oben erwähnten Flugmanöver relativ abrupt ausgeführt wurden. Die Kombination von Bewegungen¹ um die Längs- und Querachse innerhalb weniger Sekunden führte zu Belastungsspitzen von über 3g. Sämtliche Flugmanöver wurden mit einer unveränderten Landeklappenposition von 20° ausgeführt.

Alle durchgeführten Flugmanöver zeigten keine Wirkung und um 20:19:58 UTC meldete die Besatzung dem FVL folgendes: *"Yeah, we couldn't solve our problem, so, I guess, we have to make an emergency landing here in Zurich, no nose wheel gear, so we might make a nose wheel gear up landing, request a long wide runway here somewhere in Zurich"*. Der FVL antwortete um 20:20:15 UTC unter anderem wie folgt: *"... We have several possibilities, the longest runway we have is one six, but there, we don't have any ILS at the moment ... so actually you can chose, depending on weather and on, ähm, on navigational equipment we have at the moment, so VOR one six would be available, ILS one four, ILS three four, I think, I think, these are three possibilities"*.

¹ Die Bewegungen um die Querachse lagen innerhalb von plus 8° und minus 14° und die Bewegungen um die Längsachse zeigten Werte von bis zu 52°.

Unter Berücksichtigung des eher schlechten Wetters entschied sich die Besatzung für die Piste 14. Sie teilte dies dem FVL mit und erklärte um 20:21:41 UTC eine Notlage.

Auf die Frage, ob die Besatzung für einen Anflug bereit sei, antwortete diese um 20:21:56 UTC, dass sie noch etwa 15 bis 20 Minuten im AMIKI *holding* benötigen würde, um die Passagiere informieren zu können.

Um 20:22:31 UTC fragte die Besatzung den FVL, ob für die Landung ein Schaumteppich (*foam carpet*) gelegt würde. Der FVL antwortete, dass es keine Schaumteppiche mehr gäbe.

Nach Absprache mit dem Copiloten begab sich der Kommandant um 20:23:43 UTC nach hinten in die Passagierkabine um die Passagiere und die beiden Flugbegleiter zu orientieren. Nach knapp sieben Minuten meldete sich der Kommandant zurück. Der Copilot informierte ihn darüber, dass im FMS (*Flight Management System*) das AMIKI *holding* nicht mehr aktiviert war und dass er dieses nun mit Kurseingaben und mit der Stoppuhr fliege.

Der Kommandant orientierte den Copiloten über die Instruktionen, die er den Flugbegleitern in der Kabine gegeben habe. So würde er fünf Minuten vor der Landung eine Ansage "*five minutes*" machen. Nach dem Stillstand des Flugzeuges würden sie vom Cockpit aus abklären, ob das *main entry door* gebraucht werden könne oder nicht und wenn ja, der Befehl erteilt würde, dieses zu benutzen. Die Flugbegleiter sollten auf jeden Fall nur die beiden vorderen *emergency escape windows* öffnen, es bräuchten nicht alle vier geöffnet zu werden.

Um 20:32:27 UTC begann der Kommandant mit der Anflugbesprechung (*approach briefing*). Er hielt fest: "*approach briefing is all the same as before*" und wiederholte kurz die bereits gesetzten Navigationshilfen und die entsprechenden Minima. Der Kommandant erwähnte seine Absicht, die Landeklappen wenn möglich auf die Stellung 39° zu setzen, ansonsten würden sie auf der Stellung 20° belassen. Der Copilot ergänzte, dass er die Hydraulik Hilfspumpe vorher einschalten werde und dann sähen sie ja, ob sich die Landeklappen bewegen würden. Weiter fragte der Copilot, ob er die *spoilers* armieren solle oder nicht. Der Kommandant antwortete, dass er dies nur tun solle, wenn die Landeklappen in die Stellung 39° gehen würden.

Nun wurden die einzelnen Punkte für das notfallmässige Verlassen des Flugzeuges besprochen. Der Copilot las die einzelnen Punkte der Checkliste "Emergency Airplane Evacuation" vor. Dabei wurde festgehalten, welche Aktionen durch den Copiloten respektive den Kommandanten auszuführen seien. Punkte 4 und 5 der Checkliste sehen vor, dass die *fire handles* gezogen und gedreht werden müssen. Der Kommandant bemerkte, dass diese nur dann gedreht werden müssten, wenn es nötig sei. Der Copilot erwiderte, dass das nicht so in der Checkliste stehe, war aber damit einverstanden.

Um 20:35:12 UTC besprach der Kommandant mit dem Copiloten die bevorstehende Landung. Er sagte, dass er nach der Landung die Flugzeugnase so lange wie möglich mit der Schubumkehr oben halten wolle, um sie dann auf die Piste zu setzen. Eine halbe Minute später las der Copilot noch einmal die Punkte für die "Abnormal Gear Condition – Emergency Landing" im QRH vor.

Um 20:36:29 UTC verlangte die Besatzung von EXH 152 eine Radarführung durch Kursanweisung (*radar vectors*) für einen Anflug auf die Piste 14. Der FVL antwortete wie folgt: "*Batman one five two, roger, heading two eight five, vectors for ILS approach runway one four, and fire brigade is ready, everything is*

organized and ready for you, the surface wind one eight zero degrees, five knots".

Um 20:37:32 UTC telefonierte der Kommandant noch einmal mit dem Testpiloten des Flugzeugherstellers. Es wurde über die bevorstehende Landung auf der Piste 14 in Zürich, insbesondere über das Verfahren in der Prüfliste "Abnormal Gear Condition - Emergency Landing" gesprochen. Dieses Gespräch dauerte über sechs Minuten.

In der Zwischenzeit hatte der FVL die Besatzung angefragt, ob für sie ein Auflinieren auf die Pistenachse in einer Distanz von zehn Meilen akzeptabel sei. Der Copilot verlangte darauf um 20:39:51 UTC eine Distanz von ca. 14 Meilen.

Um 20:44:17 UTC informierte der Kommandant den Copiloten über das Gespräch mit dem Testpiloten. Dieser hätte gesagt, viel wichtiger als der Gebrauch der Schubumkehr, welche wahrscheinlich auf dem linken Triebwerk nicht verfügbar sei, wäre, die Flugzeugnase bewusst auf der Piste zu landen. Falls die Tendenz bestünde, diese oben zu halten, falle sie plötzlich nach unten und es gäbe viel grössere Schäden am Flugzeug. Auf die Frage des Copiloten zum Gebrauch der *speed brakes* antwortete der Kommandant, der Testpilot habe gesagt, dass sie „*alles vergessen könnten*“. Das Setzen der Landeklappen auf die Stellung 39° wäre hingegen in Ordnung, sofern dies möglich sei.

Um 20:46:07 UTC erhielt die Besatzung von EXH 152 die Freigabe zum Absinken auf 4000 ft QNH und für einen Anflug auf die Piste 14.

Um 20:47:32 UTC fragte der Copilot, ob er unmittelbar nach dem Berühren der Piste mit der Flugzeugnase die Triebwerke abstellen solle. Der Kommandant verneinte dies mit der Begründung, dass dadurch der Strom ausfallen würde. Dies wäre ein „*zu wildes procedure*“.

Um 20:48:22 UTC befahl der Kommandant dem Copiloten, die Hydraulikhilfspumpe einzuschalten und die Landeklappen auf die Stellung 39° auszufahren. Fünf Sekunden später ertönte eine akustische Warnung². Diese Warnung spricht an, wenn die Landeklappen eine Stellung von mehr als 22° erreichen und das Fahrwerk nicht oder nicht vollständig ausgefahren ist. Der Copilot realisierte, dass diese Warnung im Zusammenhang mit dem Fahrwerk stand und versuchte mit dem HORN SILENCE *push button* diese akustische Warnung auszuschalten. Dies gelang nicht.

Um 20:48:31 UTC bestätigte der Copilot, dass die Hilfspumpe eingeschaltet sei. Neun Sekunden später meldete er, dass sich die Landeklappen in der Stellung 39° befänden. Es erfolgte eine kurze Diskussion darüber, warum die sehr störende akustische Warnung nicht ausgeschaltet werden kann. Verschiedene Versuche die Warnung zu unterdrücken blieben erfolglos³.

Um 20:49:56 UTC erhielt die Besatzung von EXH 152 vom FVL des Kontrollturms Zürich die Landefreigabe, welche umgehend quittiert wurde.

Um 20:50:17 UTC ertönte im Cockpit die akustische Meldung (*call out*) "*one thousand*" und eine halbe Minute später wurden im Cockpit noch einmal kurz die Punkte der *emergency checklist* angesprochen. Um 20:51:11 UTC meldete der

² Diese akustische Warnung besteht aus einem Tonsignal mit zwei wechselnden Frequenzen.

³ Diese Warnung ist bei der vorherrschenden Flugzeug-Konfiguration auf Grund der Systemauslegung nicht unterdrückbar, siehe Kapitel 1.6.3.5.

Copilot, dass er den *glideslope inhibit pushbutton* gedrückt habe und 20 Sekunden später meldete er: *"approach lights in sight"*.

Der Kommandant erwähnte um 20:51:49 UTC, dass er das Flugzeug nun von Hand fliegen werde und gleichzeitig ertönte im Cockpit der *call out "five hundred"*. In der Folge ertönten die *call outs "four hundred"* und *"three hundred"* und fünf Sekunden später ertönte die vom *ground proximity warning system* (GPWS) generierte akustische Warnung *„too low, gear“*. Wiederum drei Sekunden später erfolgte der *call out "two hundred"* und nach weiteren vier Sekunden ertönte noch einmal die Warnung *„too low, gear“*.

Das Flugzeug setzte um 20:52:37 UTC auf und acht Sekunden später meldete der Kommandant, dass er jetzt die Nase *"runter"* lasse⁴. Um 20:52:51 UTC war das scheuernde Geräusch der Flugzeugnase auf der Piste hörbar. Nach Aussage des Kommandanten hielt er das Flugzeug mit asymmetrischem Bremseneinsatz in der Pistenrichtung. Nach 24 Sekunden kam das Flugzeug zum Stillstand.

Der erste Punkt der *emergency checklist* für die "Emergency Airplane Evacuation", nämlich *"parking brake"*, wurde vom Copiloten ausgerufen und vom Kommandanten als ausgeführt bestätigt. Eine kurze gegenseitige Orientierung über die getroffenen Aktionen erfolgte und der Copilot bemerkte, dass alles ausgeschaltet sei. Die Aufzeichnungen des CVR enden mit dem Ausschalten der Batterien.

Die Besatzung entschied sich, für die Evakuierung das *main entry door* zu benutzen. Dieses wurde vom Copiloten geöffnet und die Passagiere und die Besatzung verliessen das Flugzeug, indem sie über die am Boden aufliegende Bordtreppe stiegen. Es wurde niemand verletzt.

1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	---	---	---	---
Erheblich	---	---	---	---
Leicht	---	---	---	---
Keine	4	5	9	---
Gesamthaft	4	5	9	---

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Am Luftfahrzeug entstand ein beträchtlicher Schaden (siehe Anlage 1). Die einzelnen Beschädigungen konnten anhand des Reparaturberichtes des Unterhaltsbetriebes (Work Report W.O. Nr. BHIMJ067) rekonstruiert werden. Die untenstehende Auflistung ist eine Zusammenfassung der entstandenen Schäden.

Um das Flugzeug zum Unterhaltsbetrieb in Basel überfliegen zu können, wurde dieses in Zürich provisorisch repariert. Die unten aufgeführten Arbeiten wurden in Basel ausgeführt.

⁴ Die Aufzeichnungen zeigen, dass der Kommandant nach der sanften Landung das Flugzeug langsam in eine horizontale Fluglage brachte, diese während drei Sekunden beibehielt und anschliessend die Flugzeugnase innerhalb von 2 Sekunden den Boden berührte.

Um den notwendigen Zugang zur Struktur zu verschaffen, mussten im Cockpit und im unteren Bereich des Buges zahlreiche Geräte ausgebaut, später wieder eingebaut und getestet werden. Zusätzlich musste die Verkleidung im Bugbereich teilweise entfernt und wieder montiert werden.

Im Bereich der Rumpfstationen (*fuselage station*) FS 44 – FS 145 wurde die untere Rumpfbekleidung ersetzt. Im Bereich der Rumpfstationen FS 44 – FS 119 wurden eine grössere Anzahl von Trennwänden, Rundspanten und Längsspannten ersetzt. Im Bereich der Rumpfstationen FS 95 – FS 114 wurden Verstärkungen installiert. Diese Arbeiten wurden nach speziellen Instruktionen des Flugzeugherstellers ausgeführt.

Am Bug wurde die Abdeckung für die Radarantenne ersetzt.

Zusätzlich wurden verschiedene Teile im Bereich des Bugfahrwerkes mittels Ultraschall-Methode geprüft.

Im Bereich des Bugfahrwerks wurden folgende Teile ersetzt:

- *Nose landing gear assembly*
- *Nose landing gear steering unit*
- *Nose landing gear harness (wiring)*
- *Nose landing gear weight on wheel switch*
- *Nose landing gear door open switch*
- *Nose landing gear door control arm and rod*
- *Nose landing gear door hinges, doors and fairings*
- *Nose landing gear door bellcrank*
- *Nose landing gear door actuator*

1.4 Drittschaden

Es entstand kein Drittschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1

Kommandant

Person	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1974
Lizenz	Führerausweis für Verkehrspiloten auf Flächenflugzeugen (<i>air transport pilot licence aeroplane – ATPL(A)</i>) nach <i>joint aviation requirements</i> (JAR), erstmals ausgestellt durch das BAZL am 11.05.2005, gültig bis 08.05.2012
Berechtigungen	Musterberechtigung G-V PIC, gültig bis 19.04.2008 RTI (VFR/IFR), NIT (A), IR (A)
Instrumentenflugberechtigung	Instrumentenflug Flugzeug IR(A) Instrumentenanflüge der Kategorie II mit G-V, gültig bis 19.04.2008
Letzte Befähigungsüberprüfung	<i>operators proficiency check</i> (OPC) am 19.04.2007
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1 & 2, ohne Einschränkungen gültig bis 19.01.2008

	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	08.01.2007
	Beginn der fliegerischen Ausbildung	1998
1.5.1.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	4078:00 h
	Auf dem Unfallmuster	2300:00 h
	Während der letzten 90 Tage	178:00 h
	Davon auf dem Unfallmuster	178:00 h
	Als Kommandant	1537:00 h
1.5.2	Copilot	
	Person	Deutscher Staatsbürger, Jahrgang 1974
	Lizenz	Führerausweis für Berufspiloten auf Flächenflugzeugen (<i>commercial pilot licence aeroplane</i> – CPL(A)) nach <i>joint aviation requirements</i> (JAR), erstmals ausgestellt durch das BAZL am 26.09.2001, gültig bis 03.11.2011
	Berechtigungen	Musterberechtigung G-V COPI, gültig bis 04.11.2007 RTI (VFR/IFR), NIT (A), IR (A)
	Instrumentenflugberechtigung	Instrumentenflug Flugzeug IR(A) Instrumentenanflüge der Kategorie II mit G-V, gültig bis 04.11.2007
	Letzte Befähigungsüberprüfung	<i>operators proficiency check</i> (OPC) am 21.03.2007
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1 & 2, ohne Einschränkungen gültig bis 01.04.2008
	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	20.03.2007
	Beginn der fliegerischen Ausbildung	1999
1.5.2.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	1787:00 h
	Auf dem Unfallmuster	1597:00 h
	Während der letzten 90 Tage	170:00 h
	Davon auf dem Unfallmuster	170:00 h
1.5.3	Besatzungszeiten	
	Da die beiden Piloten seit dem 25. Mai 2007 einen gemeinsamen Einsatz als Besatzung hatten, galten für beide die gleichen Besatzungszeiten (alle Zeiten in UTC). Aus dem Logbuch und dem Einsatzplan gehen folgende Zeiten hervor:	

<i>Datum</i>	<i>Streckeneinsatz</i>	<i>ETD/ETA geplant</i>	<i>ATD/ATA aktuell</i>	<i>Ruhezeit geplant</i>	<i>Ruhezeit¹⁾ aktuell</i>
30.05.2007	Halifax (CYHZ) Boston (KBOS)	12:00 13:00	12:15 13:30	> 24 Std	> 24 Std
31.05.2007	dienstfrei				
01.06.2007	Boston (KBOS) Jersey (EGJJ) Jersey (EGJJ) Rotterdam (EHRD) Rotterdam (EHRD) Zürich (LSZH) Zürich (LSZH) Mykonos (LGMK)	00:15 06:30 07:00 08:00 17:30 18:30 19:00 21:20	00:15 06:45 07:45 08:55 17:50 20:58	08:30	07:55

¹⁾ Die Ruhezeiten berücksichtigen bezüglich *pre-flight* und *post-flight duties* die Vorschriften im OM A des Flugbetriebsunternehmens (siehe Kapitel 1.17.1.2).

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeines

Luftfahrzeugmuster	Gulfstream G-V
Charakteristik	Zweistrahliges Verkehrsflugzeug
Hersteller	Gulfstream Aerospace Corp.
Baujahr	1997
Werknummer	517
Triebwerk	2 BMW Rolls Royce, BR700-710A1-10
Betriebsstunden Zelle	Totalstunden seit Herstellung: 11 257:35 Std; seit der letzten periodischen Kontrolle: 44:13 Std
Betriebsstunden Triebwerke	Totalstunden seit Herstellung, anlässlich der letzten periodischen Kontrolle am 15. bis 18. Mai 2007: 9690:31 Std. und 2346 <i>cycles</i> resp. 8991:01 Std. und 2207 <i>cycles</i> .
Höchstzulässige Abflugmasse	90 500 lbs (41 050 kg)
Masse und Schwerpunkt	Das Flugzeug hatte beim Start der Triebwerke 25 000 lbs Treibstoff an Bord. Die Masse des Flugzeuges beim Start in Rotterdam betrug 74 820 lbs. Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Der letzte geplante Unterhalt fand vom 15. bis 18. Mai 2007 bei 11 213:22 Stunden statt.
Technische Einschränkungen	Auf der <i>Hold Item List</i> (HIL) im <i>Flight & Technical Log</i> waren keine offenen Punkte eingetragen.

Treibstoffqualität	Flugpetrol JET A1
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 20.12.2006 / Nr. 3, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 28.05.1998, gültig bis auf Widerruf
Zulassungsbereich	Für Passagiertransport zwischen 60S und 90N VFR bei Tag und Nacht, IFR Cat. I und II Cat. II RVR 300m / DH 100ft LVTO RVR 125m MNPS RVSM RNP 5 / 10

1.6.2 Das Hydrauliksystem

1.6.2.1 Allgemeines

Das Hydrauliksystem des Flugzeuges G-V besteht grundsätzlich aus den vier folgenden Untersystemen (siehe Anlage 2):

- Vom linken Triebwerk getriebenes System
- Vom rechten Triebwerk getriebenes System
- Die Kraftübertragungseinheit (*power transfer unit* – PTU)
- Das Hilfshydrauliksystem

Wenn in einem der vier Untersysteme ein Fehler auftritt, wird dieser im Cockpit auf dem EICAS (*Engine Indicating and Crew Alerting System*) angezeigt.

1.6.2.2 Das linke und rechte Hydrauliksystem

Das linke und das rechte Hydrauliksystem bilden die primäre Quelle der hydraulischen Versorgung des Flugzeuges. Jedes Triebwerk treibt eine hydraulische Pumpe an. Diese Pumpen sind je an der linken Vorderseite des Hilfsgetriebes montiert und liefern Hydraulikdruck, sobald das Triebwerk zu laufen beginnt. Jede Pumpe liefert einen Hydraulikdruck von 3000 psi zur Betätigung der *tandem actuators* der primären Flugzeugsteuerung und der *stall barrier*. Die primäre Flugzeugsteuerung beinhaltet Querruder, Höhenruder, Seitenruder inklusive *yaw damper* und die aerodynamische Bremse.

Das linke System (siehe Anlage 2, grünes und blaues System) liefert zusätzlich hydraulischen Druck zur Ansteuerung des *hydraulic motor generator* (HMG)⁵ und zur Betätigung der Landeklappen, des Fahrwerks, der Bugradsteuerung, der Radbremsen und der linken Schubumkehr.

Das rechte System (siehe Anlage 2, rotes System) liefert zusätzlich Hydraulikdruck für die rechte Schubumkehr und die Kraftübertragungseinheit (PTU).

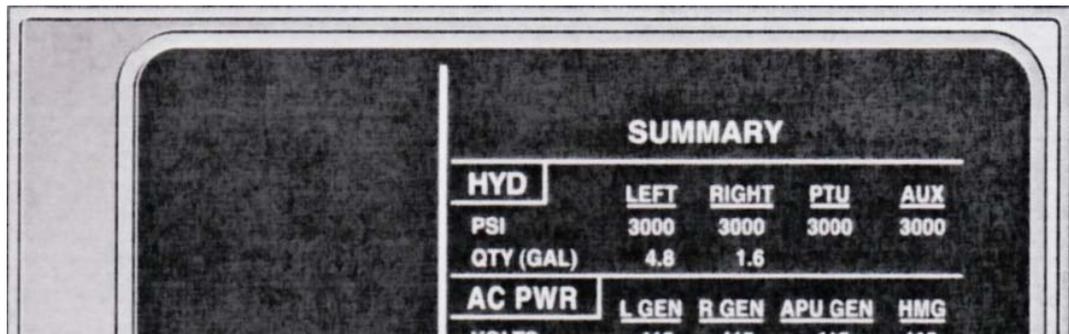
Jedes Hydrauliksystem bezieht seine Hydraulikflüssigkeit aus einem Reservoir im Heckteil des Flugzeuges. Das linke Systemreservoir beinhaltet eine separate Hilfskammer, welche die Hydraulikflüssigkeit für das Hilfshydrauliksystem liefert. Das linke Reservoir hat ein Volumen von 5.75 Gallonen und die Hilfskammer ein

⁵ Der HMG ist ein Generator, welcher durch Hydraulikdruck angetrieben wird und das *standby electrical power system* mit Wechselstrom beliefert, wenn der Hilfsaggregat (APU) Generator und beide Haupt-Wechselstromgeneratoren nicht verfügbar sind.

solches von 2.0 Gallonen. Der maximale Inhalt des linken Reservoirs nach Auffüllen bis zur Marke beträgt 4.8 Gallonen. Der Inhalt des linken Systems beträgt total 20.6 Gallonen. Das rechte Reservoir hat ein Volumen von 1.85 Gallonen. Der maximale Inhalt nach Auffüllen bis zur Marke beträgt 1.5 Gallonen. Der Inhalt des rechten Systems beträgt total 7.0 Gallonen.

Fällt im linken Reservoir der Tankinhalt unter 2.8 Gallonen wird im Cockpit folgende EICAS Warnung angezeigt: "L HYD QTY LOW". Fällt der Tankinhalt im rechten Reservoir unter 1.2 Gallonen, erscheint die Warnung "R HYD QTY LOW".

Der Systemdruck und die entsprechenden Tankinhalte werden auf der so genannten *summary page* wie folgt angezeigt:



SUMMARY				
HYD	LEFT	RIGHT	PTU	AUX
PSI	3000	3000	3000	3000
QTY (GAL)	4.8	1.6		
AC PWR	L GEN	R GEN	APU GEN	HMG
VOLTS	115	115	115	115

Geht im linken oder rechten System die Hydraulikflüssigkeit ganz verloren, erscheint auf dem EICAS die entsprechende Warnung: "L HYD SYS FAIL" respektive "R HYD SYS FAIL".

Im QRH (Quick Reference Handbook) sind die Verfahren festgehalten, welche beim Auftreten dieser Warnungen durchzuführen sind (siehe Kapitel 1.17.2.2).

1.6.2.3 Die Kraftübertragungseinheit

Die Kraftübertragungseinheit (*power transfer unit* – PTU) liefert für folgende Systeme Ersatzdruck (siehe Anlage 2, blaues System), wenn die linke triebwerkgetriebene Hydraulikpumpe ausfällt: Landeklappen, Fahrwerk, Bugradsteuerung, Fußbremsen und HMG.

Die PTU beinhaltet einen Hydraulikmotor (PTU MOTOR), welcher über eine Antriebswelle mit einer Hydraulikpumpe (PTU PUMP) verbunden ist. Der rechte Systemdruck treibt den Motor an und die Pumpe erzeugt Druck im linken System.

Die PTU kann entweder im automatischen oder im manuellen Modus betrieben werden. In der normalen Operation wird die PTU im automatischen Modus betrieben, d.h. die PTU schaltet ein, wenn der Systemdruck im linken System unter 1500 psi fällt und sie schaltet aus, wenn die Quantität im linken System unter 1 Gallone fällt oder die Hydraulikflüssigkeit im rechten System die Temperatur von 104.4 °C überschreitet. Im manuellen Modus können die Ausschaltfunktionen übersteuert werden und die PTU läuft, so lange das rechte System unter Druck steht.

1.6.2.4 Das Hilfshydrauliksystem

Sobald die Hilfshydraulikpumpe (*auxiliary hydraulic pump* – AUX PUMP) läuft, liefert das Hilfshydrauliksystem (siehe Anlage 2, braunes System) Druck zur normalen Bedienung der Passagiertüre (*main entry door*) und lädt den Akkumulator der Parkier- und Notbremse (PARK/EMERG BRAKE). Das Hilfshydrauliksystem dient auch als Druckunterstützung zur Betätigung der Landeklappen, der Bugradsteuerung und der Radbremsen für den Fall, dass das linke Hydrauliksystem den Druck verliert.

Bei Druckverlust des linken und rechten Hydrauliksystems im Flug kann das Hilfshydrauliksystem zur Betätigung des Seitenruders und des *yaw damper* benutzt werden.

Für Unterhaltsarbeiten kann das Hilfshydrauliksystem über ein Service-Ventil zur Betätigung des Fahrwerks eingesetzt werden.

Das Hilfshydrauliksystem bezieht seine Hydraulikflüssigkeit aus einer separaten, zylindrischen Hilfskammer (AUX), welche sich im linken Systemreservoir befindet. Die beiden Flüssigkeiten der Hilfskammer und des linken Systemreservoirs sind getrennt. Das linke System sorgt dafür, dass die Hilfskammer immer voll bleibt.

Das Hilfshydrauliksystem kann entweder im automatischen oder im manuellen Modus betrieben werden. In der normalen Operation wird das Hilfshydrauliksystem im automatischen Modus betrieben, d.h. es wird aktiviert sobald das linke Hydrauliksystem weniger als 1500 psi Druck liefert und ein Bremspedal um mehr als 10° gedrückt wird.

1.6.3 Das Fahrwerk

1.6.3.1 Allgemeines

Das Flugzeug Gulfstream G-V hat ein einziehbares Fahrwerk. Es besteht aus dem Hauptfahrwerk mit je einem Doppelrad und dem Bugfahrwerk mit einem Doppelrad. Die Hauptfahrwerkkräder verfügen über individuelle Radbremsen, verbunden mit einem Anti-Blockiersystem. Haupt- und Bugfahrwerkfederbeine sind mit konventionellen hydraulisch-pneumatischen Stossdämpfern ausgerüstet. Das Bugradsteuerungsgestänge kann am Boden vom System getrennt werden, damit das Flugzeug geschleppt werden kann.

1.6.3.2 Das Bugfahrwerk

Das Bugfahrwerk besteht im Wesentlichen aus dem Federbein, dem Doppelrad und dem Einzieh-/Ausfahrmechanismus. Ist das Bugfahrwerk ausgefahren, wird es einerseits durch einen *downlock actuator* und andererseits durch ein federbelastetes Gestänge, welches über den so genannten Totpunkt gebracht wird, verriegelt. Ist auf dem *downlock actuator* nach dem Ausfahren kein Hydraulikdruck mehr vorhanden, verbleibt dieses Gestänge in der Position über dem Totpunkt.

Das Bugfahrwerk besteht aus zwei Hälften, welche im Normalfall durch den Kolben des *door actuator* hydraulisch geöffnet respektive geschlossen werden. Im Notfall kann der Kolben des *door actuator* mit Stickstoffdruck in die Richtung bewegt werden, welche das Öffnen der Bugfahrwerkttore ermöglicht. Die Umschaltung zwischen hydraulischem und pneumatischem Betrieb erfolgt mittels eines Wechselventils (*shuttle valve*).

1.6.3.3 Das Hauptfahrwerk

Die Funktionsweise des Hauptfahrwerks ist vergleichbar mit derjenigen des Bugfahrwerks.

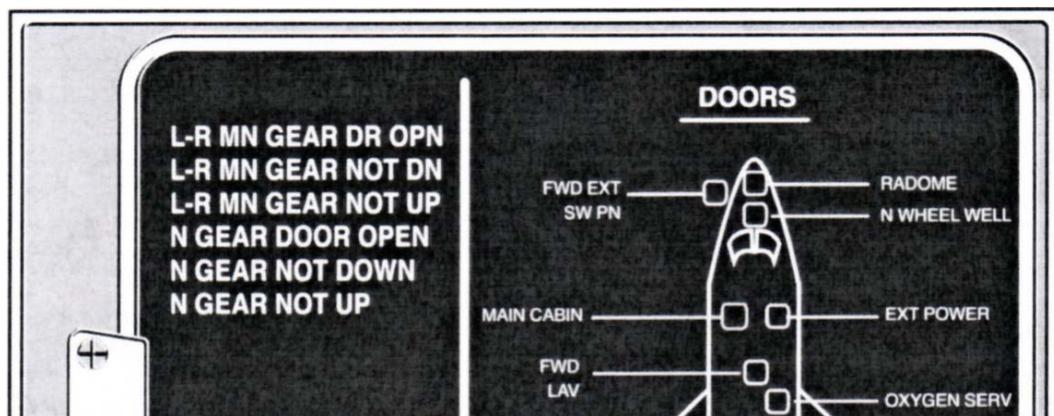
Die beiden Hauptfahrwerkttore bestehen aus je einem hydraulisch betriebenen Haupttor und einem Verkleidungstor welches an der Fahrwerkstruktur befestigt ist. Ähnlich wie beim Bugfahrwerk werden die Hauptfahrwerkttore über einen *door actuator* betätigt. Auch die Hauptfahrwerkttore können im Notfall mit Stickstoffdruck pneumatisch geöffnet werden.

1.6.3.4 Ein- und Ausfahren des Fahrwerks

Das Fahrwerk ist elektrisch gesteuert und hydraulisch betätigt. Das Ein- und Ausfahren des Fahrwerks erfolgt im Normalfall über das linke Hydrauliksystem. Fällt die vom linken Triebwerk getriebene Hydraulikpumpe aus, kann das Fahrwerk mit Druck vom rechten Hydrauliksystem über die Kraftübertragungseinheit (*power transfer unit* – PTU) normal ein- und ausgefahren werden.

Drei grüne Leuchtanzeigen bestätigen der Besatzung, dass das Fahrwerk ausgefahren und verriegelt ist. Im Fahrwerkhebel selbst leuchtet ein rotes Licht, wenn die Position des Hebels nicht mit derjenigen des Fahrwerks übereinstimmt. Beim Einfahren des Fahrwerks leuchtet dieses rote Licht bis alle drei Fahrwerke eingefahren und verriegelt und die Fahrwerkttore geschlossen sind. Beim Ausfahren leuchtet es, bis alle drei Fahrwerke ausgefahren und verriegelt sind.

Zusätzlich wird der Besatzung auf dem EICAS angezeigt, wenn das Fahrwerk entweder nicht vollständig ein- oder ausgefahren ist oder die Fahrwerkttore nicht geschlossen sind.



1.6.3.5 Akustische Warnung bezüglich Fahrwerkposition

Die akustische Fahrwerkswarnung wird vom *fault warning computer* (FWC) generiert. Der FWC überwacht die Höhe über Grund, die Schubhebelposition, die Landeklappenposition und die Signale des ausgefahrenen, verriegelten Fahrwerks.

Die Besatzung wird im Flug mit der akustischen Fahrwerkswarnung auf die folgenden abnormalen Konfigurationen aufmerksam gemacht:

- Die Triebwerkleistungshebel-Stellung ist kleiner als 5°, die Landeklappen stehen auf einer Position weniger als 22° und das Fahrwerk ist bei einer Höhe von 350 ft AGL (*radio altitude*) nicht ausgefahren und verriegelt.
- Die Landeklappenstellung ist grösser als 22° und das Fahrwerk ist nicht ausgefahren und verriegelt.

Bei einer Landeklappen-Position kleiner als 22° kann die akustische Warnung mit dem HORN SILENCE *push button* am *landing gear control panel* unterdrückt werden. Der bernsteinfarbene (*amber*) beleuchtete *push button* zeigt der Besatzung an, dass die Warnung unterdrückt wurde.

Bei einer Landeklappenstellung grösser als 22° kann die akustische Warnung nur unterdrückt werden, wenn entweder die Landeklappen auf 20° oder weniger eingefahren werden oder das Fahrwerk ausgefahren wird.

Da beim vorliegenden Unfall die Landeklappen in die Position 39° gebracht wurden und das Fahrwerk nur teilweise ausgefahren und verriegelt war, wurde die akustische Fahrwerkswarnung aktiviert und konnte nicht unterdrückt werden.

1.6.3.6 Ausfahren des Fahrwerks im Notfall

Kann das Fahrwerk als Folge eines Druckverlustes im Hydrauliksystem nicht mehr normal ausgefahren werden, kann dieses mit Hilfe von Stickstoffdruck pneumatisch ausgefahren werden (*emergency extension*) (siehe Anlage 2, violettes System).

Um das Fahrwerk notfallmässig auszufahren, muss auf der Copilotenseite ein sogenannter T-Griff gezogen werden. Dieser öffnet über ein Kabel das *air release valve* welches den Stickstoff (N₂) mit einem Druck von 3100 psi aus zwei Flaschen freigibt. Über separate Pneumatikleitungen werden die drei *door actuators*, welche die Fahrwerkttore öffnen, betätigt. Zusätzlich wird das Fahrwerk entriegelt, ausgefahrenen und in ausgefahrener Position wieder verriegelt. Gleichzeitig wird das Fahrwerk vom hydraulischen System getrennt.

Dieser ganze Vorgang dauert ungefähr sechs Sekunden. Beim notfallmässigen Ausfahren und Verriegeln des Fahrwerks wird die Sequenz für die Schliessung der Fahrwerkttore umgangen und die Fahrwerkttore bleiben offen.

1.6.4 Befunde nach dem Unfall

Die Flugzeugnase wurde mit einem Hydraulikkran angehoben, um das Bugfahrwerk gewaltsam zu öffnen und das Bugfahrwerk auszufahren. Beim Öffnen des Bugfahrwerktores, noch bevor das Bugrad aus seiner Verriegelung gelöst wurde, fiel das Kolbengehäuse des Wechselventils (*shuttle valve*) des *door actuator* zu Boden.

Das Bugrad konnte aus seiner Verriegelung gelöst werden, jedoch konnte es in der ausgefahrenen Position nicht blockiert werden, da die Bugfahrwerkstrebe durchgeschliffen war.

Am *door actuator* zeigte sich, dass die vier Schraubenköpfe für die Befestigung des Abschlussdeckels am *shuttle valve* abgerissen waren. Der Abschlussdeckel war gebrochen und hing an der Hydraulikleitung (siehe Anlage 3).

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kapiteln 1.7.2, 1.7.4 und 1.7.5 wurden von MeteoSchweiz geliefert und diejenigen in den Kapiteln 1.7.3 und 1.7.6 von skyguide.

1.7.2 Allgemeine Wetterlage

Ein Tiefdruckgebiet zog von Frankreich zum Mittelmeer und sorgte in der ganzen Schweiz für teils ergiebige Regenfälle. Die Schneefallgrenze sank im Laufe des Tages bis gegen 2000, örtlich bis 1500 Meter ab. Die Höhenwinde drehten bis gegen Abend von Süd auf Nordost.

1.7.3 Prognosen und Warnungen

short TAF vom Flughafen Zürich-Kloten (LSZH) für den Zeitraum des Unfalls:

TAF LSZH 011800Z 011904 21005KT 4500 RA FEW006 SCT024 BKN030
TEMPO 1904 9999 NSW=

TAF AMD LSZH 012100Z 012207 16005KT 6000 –RA FEW005 SCT010 BKN020
TEMPO 2203 BKN005=

Folgende AIRMET wurden zusammen mit den ATIS Informationen ausgestrahlt:
bis und mit ATIS X-RAY von 19:50 UTC

AIRMET 6. VALID BTN 1700 AND 2000.
SWITZERLAND FIR MOD ICING FCST ABV FL 65 STNR INTENSITY NO CHANGE
ab ATIS BRAVO von 20:50 UTC

AIRMET 7. VALID BTN 2000 AND 0200.
SWITZERLAND FIR MOD ICING FCST ABV FL 70 STNR INTENSITY NO CHANGE

1.7.4 Gemessene und beobachtete Werte

METAR vom Flughafen Zürich-Kloten (LSZH) für den Zeitraum vor und während
des Unfalls

LSZH 011850Z 20003KT 160V230 7000 RA FEW008 BKN011 BKN021 11/10
Q1017 NOSIG=

LSZH 011920Z 17004KT 7000 RA FEW007 BKN012 BKN022 11/10 Q1017
NOSIG=

LSZH 011950Z 15003KT 100V190 7000 –RA SCT006 BKN012 BKN020 10/09
Q1018 TEMPO BKN006 =

LSZH 012020Z 16008KT 7000 –RA SCT006 BKN012 BKN020 10/09 Q1018
TEMPO BKN006=

LSZH 012050Z 17006KT 120V200 6000 –RA SCT005 BKN011 BKN020 10/09
Q1018 TEMPO BKN006=

1.7.5 Wetter zur Unfallzeit am Flughafen Zürich

*Aufgrund der aufgeführten Informationen können auf folgende Wetterbedingun-
gen am Unfallort zur Unfallzeit geschlossen werden:*

<i>Wolken</i>	<i>3/8 auf 1900 ft AMSL, 5/8 auf 2500 ft AMSL, 7/8 auf 3400 ft AMSL</i>
<i>Wetter</i>	<i>schwacher Regen</i>
<i>Sicht</i>	<i>6 km</i>
<i>Wind</i>	<i>Südsüdost 6 kt</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>10 °C / 09 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSZH 1018 hPa, LSGG 1019 hPa, LSZA 1013 hPa</i>
<i>Sonnenstand</i>	<i>Sonne unter dem Horizont</i>
<i>Gefahren</i>	<i>Mässige Vereisung oberhalb FL065</i>

1.7.6 ATIS Meldungen des Flughafens Zürich

Zum Zeitpunkt vor und während des Unfalls wurden folgende ATIS Meldungen
ausgestrahlt:

INFO UNIFORM

LDG RWY 28 ILS APCH
QAM LSZH 1850Z 01.06.2007
220 DEG 4 KT
VIS 7 KM

RAIN
CLOUD FEW 800 FT. BKN 1100 FT. BKN 2100 FT
+11/+10
QNH 1017 ONE SEVEN
QFE THR 14 967
QFE THR 16 967
QFE THR 28 966
NOSIG

INFO WHISKEY

LDG RWY 34 ILS APCH
QAM LSZH 1920Z 01.06.2007
190 DEG 3 KT
VIS 7 KM
RAIN
CLOUD FEW 700 FT. BKN 1200 FT. BKN 2200 FT
+11/+10
QNH 1017 ONE SEVEN
QFE THR 14 967
QFE THR 16 967
QFE THR 28 966
NOSIG

INFO X-RAY

LDG RWY 34 ILS APCH
QAM LSZH 1950Z 01.06.2007
200 DEG 4 KT
VIS 7 KM
LIGHT RAIN
CLOUD SCT 600 FT. BKN 1200 FT. BKN 2000 FT
+10/+09
QNH 1018 ONE EIGHT
QFE THR 14 967
QFE THR 16 968
QFE THR 28 967
TREND TEMPO BKN 600 FT
NOSIG

INFO ALFA

LDG RWY 34 ILS APCH
QAM LSZH 2020Z 01.06.2007
VRB 2 KT
VIS 7 KM
LIGHT RAIN
CLOUD SCT 600 FT. BKN 1200 FT. BKN 2000 FT
+10/+09
QNH 1018 ONE EIGHT
QFE THR 14 968
QFE THR 16 968
QFE THR 28 967
TREND TEMPO BKN 600 FT
NOSIG

INFO BRAVO

LDG RWY 34 ILS APCH
 QAM LSZH 2050Z 01.06.2007
 200 DEG 5 KT
 VIS 6 KM
 LIGHT RAIN
 CLOUD SCT 500 FT. BKN 1100 FT. BKN 2000 FT
 +10/+09
 QNH 1018 ONE EIGHT
 QFE THR 14 968
 QFE THR 16 968
 QFE THR 28 967
 TREND TEMPO BKN 600 FT
 NOSIG

1.8 Navigationshilfen

Als Navigationshilfen wurden das DVOR/DME Kloten (KLO) und das ILS DME 14 verwendet. Das ILS DME 14 System ist CAT IIIB tauglich.

Beim DVOR KLO handelt es sich um ein Drehfunkfeuer, welches nach dem Dopplerrprinzip funktioniert. Es ist mit einer Entfernungsmessanlage (DME) ausgerüstet.

Die Sendeanlagen der Stationen DVOR/DME KLO und der ILS 14 befanden sich zum Zeitpunkt des Unfalles im Normalbetrieb und standen den Betriebsdiensten uneingeschränkt zur Verfügung.

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen der Besatzung und den betroffenen Flugverkehrsleitern wickelte sich ohne Ausnahme ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

Gemäss Aussagen der beiden Piloten wurden sie von den entsprechenden Flugverkehrsleitern in jeder Beziehung optimal unterstützt.

1.10 Angaben zum Flughafen**1.10.1 Allgemeines**

Der Flughafen Zürich liegt im Nordosten der Schweiz. Der Flughafenreferenzpunkt (*airport reference point* – ARP) hat die Koordinaten N 47 27.5 / E 008 32.9 und eine ELEV von 1384 ft.

Die Pisten des Flughafens Zürich weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
16/34	3700 x 60 m	1390/1386 ft AMSL
14/32	3300 x 60 m	1402/1402 ft AMSL
10/28	2500 x 60 m	1391/1416 ft AMSL

1.10.2 Pistenausrüstung

Der Flughafen Zürich zeichnet sich durch ein System von drei Pisten aus, wobei sich zwei dieser Pisten (16 und 28) im Bezugspunkt (*airport reference point*) kreuzen. Die Anflugschneisen zweier weiterer Pisten (16 und 14) schneiden sich

ungefähr 850 Meter nordwestlich der Pistenschwelle 14. Die Pisten 16 und 14 sind mit einem Instrumentenlandesystem (ILS) der Kategorie CAT III ausgerüstet, die Piste 34 mit einem solchen der Kategorie CAT I und die Piste 28 mit einem ILS „*uncategorized*“. Diese Pisten eignen sich somit für *precision approaches*.

1.10.3 Betriebseinschränkungen

Um 18:55 UTC wurde der Alarm 21 ausgelöst und um 19:00 UTC wurde gemäss Betriebsreglement für Landungen die Piste 34 und für Starts die Piste 32 in Betrieb genommen.

Gemäss Log Buch (LOGOPS) der Skyguide erfolgte die Landung des Flugzeuges HB-IMJ um 20:53 UTC auf der Piste 14. Infolge des Feuerwehreinsatzes wurde der Flughafen geschlossen. Gemäss LOGOPS wurde der Flughafen, mit Ausnahme der Piste 14, um 20:57 UTC wieder geöffnet.

Nach der Bergung des Flugzeuges und den anschliessenden Reinigungsarbeiten auf der Piste 14 wurde dieselbe am 2. Juni 2007 um 02:40 UTC wieder freigegeben.

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Flugdatenschreiber

Muster	<i>Digital Flight Data Recorder - DFDR</i>
Hersteller	Penny+Giles Aerospace Incorporation, Kansas
Baujahr	1997
Part Number P/N	91005-0031122
Serial Number S/N	86795

1.11.2 Quick Access Recorder

Muster	<i>Quick Access Recorder – QAR, Modell QAR200</i>
Hersteller	L3 communications, Sarasota, Florida
Part Number P/N	QAR200-02-00
STC / PMA	Der QAR ist von der amerikanischen (FAA) und der europäischen (EASA) Zulassungsbehörde zugelassen. DOC 905-E3582-05.
Parameter	Es wurden 70 verschiedene Parameter aufgezeichnet.
Aufzeichnung	Der ganze Flug vom Start in EHRD bis zur Landung in LSZH wurde aufgezeichnet.

1.11.3 Cockpit voice recorder

Muster	<i>Cockpit Voice Recorder - CVR</i>
Hersteller	Penny+Giles Aerospace Incorporation, Kansas

Baujahr	1997
Part Number P/N	89095-0031
Serial Number S/N	85769
Aufzeichnungsmedium	Halbleiterspeicher (<i>solid state memory</i>)
Aufzeichnungsdauer	30 Minuten

1.12 **Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle**

Das Flugzeug kam ca. 1900 m nach der Pistenschwelle der Piste 14 zum Stillstand (siehe Anlage 4). Das Flugzeug lag, zehn Grad nach rechts weisend, zwei bis drei Meter links der Mittellinie.

Ein breites Band wurde um das Vorderteil des Rumpfes gelegt und mit Hilfe eines Hydraulikkrans wurde die Flugzeugnase angehoben. Die Absicht war, das Bugfahrwerk manuell auszufahren, zu verriegeln und das Flugzeug abzuschleppen. Beim Öffnen des stark beschädigten Fahrwerktrags zeigte sich, dass die Bugradstrebe stark abgeschliffen war (siehe Anlage 1). Dies führte dazu, dass das Bugfahrwerk nicht mehr verriegelt werden konnte.

Um die Piste zu räumen, wurde die Flugzeugnase auf einen Tieflader gesenkt. Auf dem Hauptfahrwerk und mit dem Bug auf dem Tieflader konnte nun das Flugzeug von der Piste abtransportiert werden.

1.13 **Medizinische und pathologische Feststellungen**

Nicht betroffen.

1.14 **Feuer**

Es brach kein Feuer aus.

1.15 **Überlebensaspekte**

Für Besatzung und Passagiere entstand keine unmittelbare Gefahr, weil die Zelle intakt blieb, das Flugzeug die Piste nicht verliess und die Rettungskräfte bereitstanden.

1.16 **Versuche und Forschungsergebnisse**

1.16.1 Untersuchung des Wechselventil-Abschlussdeckels

Die fraktographische Untersuchung des Abschlussdeckels zeigte, dass der Bruch am Innenradius im Übergang vom Auge zum Flansch erfolgte. Im Bruchausgangsbereich sind auf der Oberfläche des Innenradius Abdrücke zu erkennen, die höchstwahrscheinlich von einer Unterlegscheibe verursacht wurden. Weitere Anrisse sind nahezu über den kompletten Umfang des Innenradius vorhanden (siehe Anlage 5, Bild 1 und 2).

Auf der gegenüberliegenden Flanschseite ist ebenfalls über den kompletten Umfang des Innenradius ein Anriss vorhanden.

Die Bruchfläche ist teilweise mechanisch beschädigt (sekundäre Beschädigungen). Makrofraktisch befindet sich der Bruchausgang im Bereich der Eindruckstelle der Unterlegscheibe.

Die weiteren Anrisse wurden im Labor geöffnet. Die Anrisse gehen ebenfalls vom Innenradius aus und das Laborbruchbild unterscheidet sich kaum von der primären Bruchfläche.

Die primäre Bruchfläche und die Laborbruchflächen wurden mit dem Rasterelektronenmikroskop untersucht. Im Bruchausgangsbereich liegen zahlreiche Stufen vor, die sich an den Bearbeitungsspuren (Drehriefen) orientieren. Der Dauerbruch wird durch eine halbellenförmige Fläche zur duktilen Gewaltbruchfläche abgetrennt. Bei den Laborbrüchen zeigt sich ein vergleichbares Bild.

Im Weiteren wurde am Abschlussdeckel mittels optischer Emissionsspektrometrie die chemische Zusammensetzung ermittelt. Die Analyse zeigte, dass die Materialzusammensetzung der Legierung 7075 entspricht. Gemäss der Gulfstream Zeichnung Nr. 1159HM20151 war dieses Material als Alternativmaterial zugelassen.

1.16.2 Untersuchung der Befestigungsschrauben des Abschlussdeckels

Die fraktographische Untersuchung an den Befestigungsschrauben zeigte das typische Merkmal eines Dauerbruches. Schraube 1 zeigt mit ca. 85% den höchsten flächenmässigen Dauerbruchanteil auf (siehe Anlage 6, Bild 1 und 2). Schrauben 2, 3 und 4 zeigen einen Dauerbruchanteil von ca. 70%. Es liegen zahlreiche Stufen vor, die auf hohe Kerbwirkung hindeuten. Die Restgewaltbruchflächen zeigen die typischen Merkmale eines duktilen Bruches (Waben). Auf den Flanken ist kein Abrieb zu erkennen, wie er normalerweise vorhanden ist, wenn bei Schrauben eine genügende Spannkraft aufgebracht wird.

Im Weiteren wurde an der Schraube 1 in axialer Richtung ein metallographischer Schnitt angefertigt. Die Schraube ist beschichtet, wobei entlang den Gewindeflanken die Schicht unverletzt ist. Nahezu über die komplette Schraubenlänge befinden sich Anrisse auf den Gewindeflanken, die vermutlich fertigungsbedingt sind. Im Gewindegrund der weiteren Gewindegänge sind ebenfalls feine Anrisse vorhanden (siehe Anlage 6, Bild 3).

Da alle vier Schrauben einen relativ hohen Dauerbruchanteil aufweisen und die Oberflächen im Bruchbereich kaum mechanische Beschädigungen aufweisen, kann davon ausgegangen werden, dass alle vier Schrauben gleichzeitig ausgerissen wurden.

1.16.3 Untersuchung des Wechselventil-Kolbengehäuses

Die beiden O-Ringe am Kolbengehäuse wurden entfernt. Der O-Ring auf der handgravierten Seite des Kolbengehäuses ist nahezu über den ganzen Umfang angeschauert.

Von der Stirnseite, der Mantelfläche und der Innenbereiche des Kolbengehäuses wurden Späne bzw. Feststoffteilchen entnommen, separiert und mittels energiedispersiver Röntgenanalytik analysiert. Grundsätzlich liegt ein Gemisch mehrerer verschiedener Partikel an den Probenentnahmestellen vor. Zum einen handelt es sich um Al-Partikel mit vergleichbarer Zusammensetzung wie die des Wechselventil-Abschlussdeckels, zum anderen handelt es sich um Partikel der Beschichtung. Weiter konnten kleine Stahlspäne mit hohen Cr- und Ni-Gehalten analysiert werden, die vermutlich vom Kolbengehäuse selbst stammen.

1.16.4 Einschlagstelle am door bell crank

Am *door bell crank*, welcher sich in einer Distanz von ca. 60 cm auf der gleichen Höhe wie das *shuttle valve* befindet, zeigte sich eine Einschlagstelle. Am Grund der Einschlagstelle waren Bearbeitungsspuren des eingeschlagenen Teils eingedrückt, die mit den stirnseitigen Bearbeitungsspuren auf dem Wechselventil-Kolbengehäuse verglichen wurden. Es ist eine gute Übereinstimmung der Bearbeitungsradien vorhanden. Die Spuren lassen den Schluss zu, dass das Kolbengehäuse mit grosser Geschwindigkeit, vergleichbar mit einem Geschoss, am *door bell crank* aufschlug.

1.16.5 Untersuchung der Hydraulikflüssigkeit

Die verwendete Hydraulikflüssigkeit ist vom Typ Skydrol LD-4. Die visuelle Untersuchung der Hydraulikflüssigkeit zeigt eine klare, braunrot-schwarz gefärbte Flüssigkeit mit wenig festen Verunreinigungen. Die Analyse der Hydraulikflüssigkeit zeigt, dass sie in der Viskosität bei 38 °C und 99 °C nicht mehr der Spezifikation für Skydrol LD-4 entspricht, so wie sie der Hersteller in seinem Technischen Bulletin Pub. No. 7249153C definiert hat.

Bei den Spurenelementen ist der relativ hohe Gehalt an Calcium und Kalium aufgefallen; die untersuchten Parameter entsprechen aber noch den Limiten wie sie im Technischen Bulletin des Herstellers publiziert sind.

1.16.6 Untersuchung der Bugfahrwerkstrebe

Durch Glühversuche an einem abgetrennten Stück der untersuchten Bugfahrwerkstrebe wurde die Blasenbildung der Beschichtung simuliert. Die Versuche wurden bei einer Temperatur von 300 °C abgebrochen, ohne dass eine Blasenbildung aufgetreten wäre. Daraus kann die qualitative Aussage gemacht werden, dass die erreichten Temperaturen an der Schleifstelle der Strebe deutlich über 300 °C lagen (siehe Anlage 1).

1.16.7 Funktionstüchtigkeit des door actuator

Am Kolbengehäuse des Wechselventils (*shuttle valve*) wurden zwei neue O-Ringe eingesetzt und der vom Hersteller gelieferte neue Abschlussdeckel (*gland*, P/N 1159HM20151-1) wurde mittels den ebenfalls neu gelieferten Schrauben (P/N NAS1101E3H8) am Wechselventil des *door actuator* montiert.

Der *door actuator* wurde auf einem Hydraulikprüfstand auf seine Funktionstüchtigkeit untersucht. Als Grundlage für diesen Funktionstest diente die vom Flugzeughersteller zu Verfügung gestellte Testanweisung Dokument No. 1159-MS-09 (*GULFSTREAM HYDRAULIC TEST SPECIFICATION 1159-MS-09 ACTUATORS, DOUBLE ACTING-INTEGRAL SHUTTLE 3000 PSI SYSTEM*).

Unter anderem sagt diese Testanweisung aus, dass der Druck, um den Kolben des *door actuator* in Bewegung zu setzen, zwischen 25 und 100 psi liegen muss. Der Versuch ergab, dass sich der Kolben bei rund 52 psi in beide Richtungen in Bewegung setzte und sich bis zum Anschlag bewegte.

Die Funktionstüchtigkeit des *shuttle valve* wurde geprüft, indem der Eingang für den Stickstoff an die Hydraulikdruckleitung angeschlossen wurde. Bereits mit einem Druck von 11.5 psi bewegte sich der Kolben des *shuttle valve* und der Kolben des *door actuator* funktionierte analog dem ersten Versuch.

Zusätzlich wurde auf jeder Seite während einer Minute ein Druck von 3000 psi auf den *door actuator* gegeben. Es zeigte sich, dass der *door actuator* intern und extern dicht war.

Der Test hat gezeigt, dass nach dem Ersatz der gebrochenen Teile der *door actuator* einwandfrei funktionierte.

Das Versagen des *door actuator* anlässlich des Unfallfluges ist auf den Bruch der vier Befestigungsschrauben und des Abschlussdeckels des *shuttle valve* zurückzuführen. Dadurch konnte im *door actuator* weder hydraulisch noch pneumatisch Druck aufgebaut werden.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Das Flugbetriebsunternehmen G5 Executive AG

1.17.1.1 Allgemeines

Im Jahre 1983 gründeten die Besitzer und Manager des Flugbetriebsunternehmens G5 Executive AG ihre erste Flugverkehrsgesellschaft für Geschäftsreisende in Deutschland. Im Jahre 1997 wurde sie als Aktiengesellschaft mit Sitz in Zug im Handelsregister des Kantons Zug eingetragen und bot im Jahre 1998 zum ersten Mal überhaupt eine weltweite Langstreckenoperation mit dem Gulfstream G-V an.

Das Flugbetriebsunternehmen ist durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt unter dem AOC (*Air Operator Certificate*) Nummer 1009 zertifiziert und berechtigt, weltweite Flüge, inklusive ETOPS (*Extended-range Twin-engine Operation Performance Standards*) bis zu 180 Minuten, unter JAR/OPS durchzuführen. Das amerikanische Zertifikat FAA 129 erlaubt dem Flugbetriebsunternehmen zusätzlich eine uneingeschränkte Operation in den Vereinigten Staaten von Amerika.

Im Jahre 2002 erweiterte das Flugbetriebsunternehmen seine Flotte mit dem ersten Geschäftsflugzeug des Typs "Embraer Legacy" und im folgenden Jahr wurde das erste Geschäftsflugzeug des Typs G550 in Betrieb genommen.

Das erste Geschäftsflugzeug des Typs G450 wurde durch das Flugbetriebsunternehmen im Jahre 2006 in Betrieb genommen und ein zusätzliches Flugzeug des Typs G550 wurde in die Flotte integriert. Zu diesem Zeitpunkt hatte das Unternehmen mit seinem ersten Flugzeug des Typs Gulfstream G-V, der HB-IMJ, über 10 000 Flugstunden absolviert und hatte damit am meisten Flugstunden auf diesem Flugzeugtyp überhaupt.

Zum Zeitpunkt des Unfalls betrieb das Flugbetriebsunternehmen eine Flotte von fünf Flugzeugen. Je ein Flugzeug des Typs EMB-135BJ (LEGACY 600), Gulfstream G-V und G-450 und zwei Flugzeuge des Typs Gulfstream G-550.

1.17.1.2 Vorschriften bezüglich Ruhezeiten

Die Vorschriften bezüglich Einsatz- und Ruhezeiten sind im Operations Manual A (OM A) des Flugbetriebsunternehmens festgehalten. Im Kapitel 7.1.2 "Definitions" steht unter "*duty time*" folgendes:

The total time between the duty start of the crewmember after a rest time and the time at which the crewmember has terminated the leg or the flight and has accomplished all tasks, which are connected with it.

For pre-flight and post-flight duties one hour before and one half hour after the flight have to be taken into consideration as duty time. If aircraft preparation (e.g. fueling, catering, etc.) is accomplished by ground personnel pre-flight duty time can be reduced to half an hour, if required.

Additional work of crewmembers (i.e. administration) for and on behalf of G5 Executive also counts towards the duty time.

Nach Aussage des Kommandanten der Besatzung von Flug EXH 152 wurde die Maschine nach der Ankunft in Rotterdam betankt und das *catering* erfolgte durch die Kabinenbesatzung, welche bereits am Vorabend in Rotterdam eingetroffen war. Somit reduzierte sich die *pre-flight duty time* auf 30 Minuten (siehe oben).

Bezüglich Ruhezeiten steht im Kapitel 7.1.9 "Rest Time" steht unter anderem folgendes:

Between duty time periods each crewmember has to be allowed sufficient rest time as follows:

<i>Duration of duty time in hours</i>	<i>Minimum duration of rest period in hours</i>
<i>up to 12</i>	<i>8</i>
<i>12 to 14</i>	<i>10</i>
<i>14 to 20</i>	<i>12</i>
<i>More than 20 (mode "B")</i>	<i>14</i>

1.17.1.3 Verfahrensvorschriften

Das Flugbetriebsunternehmen arbeitet nach dem QRH des Flugzeugherstellers (siehe auch Kapitel 1.17.2).

Nach Angaben der Besatzung hatte diese Kontakt mit der *help line* des Flugzeugherstellers und konnte sich von Testpiloten über verschiedene Flugmanöver und die bevorstehende Notlandung zusätzlich beraten lassen.

1.17.2 Der Flugzeughersteller Gulfstream

1.17.2.1 Allgemeines

Der Flugzeughersteller Gulfstream Aerospace Corporation wurde im Jahre 1978 als Rechtsnachfolger der Grumman American Aircraft Company gegründet. Heute ist sie eine selbständige Tochtergesellschaft von General Dynamics. Der Flugzeughersteller hatte bis zum Zeitpunkt des Unfalls über 1500 Flugzeuge für Kunden im privaten, im geschäftlichen, im staatlichen wie auch im militärischen Bereich gebaut.

Im Jahre 1997 führte Gulfstream das Flugzeugmusters Gulfstream G-V ein und brachte damit den ersten *ultra-long-range business jet* auf den Markt. Getrieben von zwei Rolls-Royce BR 710 Triebwerken war der G-V im Stande, *non-stop* Flüge mit einer Geschwindigkeit von Mach 0.885 über eine Strecke von 6500 *nautical miles* durchzuführen. Die Gulfstream G-V Produktion endete mit dem Bau des 193-sten Flugzeuges im Dezember 2002 und die Produktionslinie wurde auf den G-500 und G-550 überführt.

1.17.2.2 Verfahrensvorschriften bei Hydraulikfehlern

Gemäss Aussage der Besatzung von Flug EXH 152 konsultierte sie nach dem ersten Durchstart im Quick Reference Handbook (QRH) des Flugzeugherstellers unter MESSAGES AND ANNUNCIATIONS die Prüfliste für die Fehlermeldung L HYD QTY LOW. In dieser Prüfliste wird darauf hingewiesen, dass wenn der Hydraulikölverlust offensichtlich ist, die Besatzung wie folgt fortfahren soll:

"If leak is evident, expect system to fail. See appropriate procedure in the Fuel / Hydraulics Index, page EE-1".

Im *Fuel / Hydraulics Index, page EE-1* wird bei einem Verlust des linken Hydrauliksystems auf folgende Prüfliste verwiesen:

Left Hydraulic System (L SYS) FailureEE-7 (siehe Anlage 7)

1.17.2.3 Verfahrensvorschriften für abnormale Fahrwerkzustände

Im QRH sind die Verfahren für abnormale Fahrwerkzustände unter *ABNORMAL / EMERGENCY PROCEDURES* in der Prüfliste *Abnormal Gear Condition - Emergency Landing* festgehalten. Verfahren für die folgenden vier Fahrwerkzustände sind Bestandteil dieser Prüfliste:

- *Nose Gear Retracted, Both Main Gear Down And Locked*
- *One Main Gear And Nose Gear Down And Locked, Opposite Main Gear Retracted*
- *One Main Gear Only Down And Locked*
- *Both Main Gear Retracted, Nose Gear Down And Locked*

Im vorliegenden Unfall war das erste Verfahren anwendbar (siehe Anlage 8).

1.17.2.4 Verfahrensvorschriften für eine Notfall Evakuierung

Das Verfahren für eine Notfall Evakuierung hat der Hersteller im QRH unter *ABNORMAL / EMERGENCY PROCEDURES* auf Seite EI 5 wie folgt festgehalten:

Emergency Airplane Evacuation	AFM 4-19-50
1. Parking Brake.....	SET
2. L/R FUEL CONTROL.....	OFF
3. APU MASTER.....	OFF
4. L/R FIRE HANDLES.....	PULL
5. L/R FIRE HANDLES.....	ROTATE FULLY TO DISCH 1 / DISCH 2
6. CABIN PRESSURE CONTROL.....	MANUAL
7. OUTFLOW Valve.....	FULL OPEN
8. LEFT / RIGHT MAIN BATTERIES	OFF
9. Passengers/Crew	EVACUATE IMMEDIATELY

END

Im Punkt 5 wird explizit festgehalten, dass die beiden *fire handles* gedreht werden müssen.

1.18 Zusätzliche Angaben

Gemäss Angaben des Flugzeugherstellers Gulfstream wurde bereits im Dezember 1980, aufgrund eines Schadens am Abschlussdeckel eines *uplock actuator* für das Hauptfahrwerk, eine Änderung vorgenommen. Dabei wurde die Materialstärke des Abschlussdeckelflansches von 0.125" auf 0.375" erhöht. Diese Änderung wurde an den *door actuators* und an den *uplock actuators* des Hauptfahrwerks sowie am *retract actuator* des Bugfahrwerks vorgenommen. Am *door actuator* und am *uplock actuator* des Bugfahrwerks wurde diese Änderung nicht vorgenommen.

Im November 1996 hatten Schrauben am Hydraulik Reservoir von Flugzeugen des Typs GIV zu Störungen geführt. Diese waren vom selben Typ wie die Befestigungsschrauben am Abschlussdeckel des Bugfahrwerk *door actuator shuttle valve* des am vorliegenden Unfall beteiligten Flugzeuges. Als Massnahme publizierte der Flugzeughersteller umgehend Kundenmitteilungen (*Customer Bulletin - CB*) an die Betreiber von Flugzeugen des Typs GII, GIII und GIV. Im CB wurde ein Nachziehen dieser Schrauben innerhalb von 150 Stunden verlangt und ein Ersetzen der Befestigungsschrauben des Typs AN502 durch Befestigungsschrauben des Typs AN3CH innerhalb von 300 Stunden.

Am 22. Juni 2007 ereignete sich ein Vorfall, welcher die gleiche Ursache hatte wie der vorliegende Unfall. Gemäss Meldung an das FAA befand sich das Flugzeug, auch eine Gulfstream G-V, auf einem militärischen Trainingsflug. Ein Besatzungsmitglied im hinteren Teil des Flugzeuges bemerkte Hydrauliköls Spuren an einem Kabinenfenster. Er informierte unverzüglich die Flugbesatzung und diese stellte fest, dass Hydraulikflüssigkeit verloren ging und der Hydraulikdruck abnahm. Die Flugbesatzung entschied sich, unverzüglich zur Basis zurückzukehren. Sie konnte das Fahrwerk normal ausfahren und ohne Zwischenfall landen.

Die Untersuchungen des Flugzeugherstellers nach dem Vorfall zeigten, dass eine Befestigungsschraube für den Abschlussdeckels des *nose landing gear door actuator shuttle valve* abgetrennt war und dass Teile des Abschlussdeckels abgebrochen waren (siehe Anlage 9).

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Der primäre Bruch des Abschlussdeckels wurde durch einen Dauerbruch (Ermüdung), ausgehend vom Innenradius am Übergang vom Flansch zum Auge, eingeleitet. Der Bruch beginnt im Bereich einer Kerbe, welche vermutlich durch den Eindruck der aufliegenden Unterlegscheibe verursacht wurde. Es stellt sich die Frage, ob die Wahl des Durchmessers der Unterlegscheibe zweckmässig war.

Im Jahre 1980 wurde aufgrund eines Schadens am Abschlussdeckel eines *uplock actuator* für das Hauptfahrwerk eine Änderung vorgenommen. Dabei wurde die Materialstärke des Abschlussdeckelflansches von 0.125" auf 0.375" erhöht. Diese Änderung wurde an den *door actuators* und an den *uplock actuators* des Hauptfahrwerks sowie am *retract actuator* des Bugfahrwerks vorgenommen. Die Frage, warum diese Änderung am *door actuator* und am *uplock actuator* des Bugfahrwerks nicht vorgenommen wurde, beantwortete der Hersteller wie folgt:

"An end gland modification made to a different component of the aircraft performing a similar function was not viewed by the OEM as being relevant to the part that caused this event. The end glands which were changed in 1980 have a 90° angle in the hydraulic port versus a straight port on the NLG door actuator end gland. There were no reported problems with the NLG door actuator end gland design, thus a change was not deemed to be necessary. Furthermore, the stress analysis of the NLG door actuator end gland showed positive static and fatigue margins."

Aufgrund der Untersuchungsergebnisse muss davon ausgegangen werden, dass die primäre Ursache für den Unfall bei den Befestigungsschrauben des Abschlussdeckels am Wechselventil des Bugfahrwerk *door actuator* zu suchen ist. Die Risse am und der Bruch des Abschlussdeckels sind daher als Folgeschäden einzustufen.

Alle vier Befestigungsschrauben wiesen einen hohen flächenmässigen Dauerbruchanteil auf (Schwell-Biegebelastung), was schliesslich zum Versagen (Gewaltbruch) führte. Auf den Gewindeflanken der Befestigungsschrauben sind zahlreiche fertigungsbedingte Anrisse vorhanden. Die aufgebrauchte Beschichtung ist nahezu unbeschädigt, was darauf hindeutet, dass die Schrauben unzureichend angezogen waren.

Wäre das *shuttle valve* des Bugfahrwerks *door actuator* mit einem geänderten Abschlussdeckel (0.375") und mit geeigneteren Schrauben als diejenigen des Typs AN502 ausgerüstet gewesen, wäre der Unfall mit grosser Wahrscheinlichkeit nicht passiert.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Flugbesatzung

2.2.1.1 Anwendung von verschiedenen Prüflisten

Gemäss Aussage des Kommandanten beschäftigte sich die Besatzung nach dem ersten Durchstart im AMIKI *holding* mit der Prüfliste für die Fehlermeldung L HYD QTY LOW, in welcher darauf hingewiesen wird, dass bei einem offensichtlichen Verlust von Hydraulikflüssigkeit, wie im *Fuel / Hydraulics Index, page EE-1* erwähnt, wie folgt fortgefahren werden soll:

Left Hydraulic System (L SYS) FailureEE-7 (siehe Anlage 7)

Der Kommandant bestätigte, dass der Verlust von Hydraulikflüssigkeit zwar offensichtlich war, dass aber die Warnung L HYD SYS FAIL noch nicht angezeigt wurde.

Die späteren Diskussionen im Cockpit bezüglich Landeklappenstellung für den Anflug lassen die Frage offen, ob die Prüfliste für den *Left Hydraulic System (L SYS) Failure* vollständig abgearbeitet wurde. In dieser Prüfliste wird für den Zustand, wie er sich beim Unfallflug zeigte, folgendes erwähnt: *If loss of only L SYS fluid has occurred, perform Steps 3 through 20* (siehe Anlage 7). Dort wird erwähnt, dass für den Anflug eine Landeklappenstellung von 20° gebraucht werden sollte.

Beim zweiten Anflug zeigte sich nach dem Ausfahren des Fahrwerks das gleiche Bild wie beim ersten Anflug. Hauptfahrwerk ausgefahren und verriegelt, Bugfahrwerk nicht ausgefahren. Als Folge davon wandte die Besatzung das Verfahren "Landing Gear Failure To Extend" an. Die Anwendung dieses Verfahrens war eine logische Konsequenz und zweckmässig. Doch auch dieses Verfahren blieb wirkungslos.

Der Entschluss, einen Überflug auf geringer Höhe über die Piste 14 durchzuführen, um vom Boden aus überprüfen zu lassen, ob das Bugfahrwerk ausgefahren sei, war zweckmässig.

Die telefonische Kontaktaufnahme mit dem Flugzeughersteller im AMIKI *holding* machte Sinn. Die vom Flugzeughersteller gegebenen Anweisungen, durch Flugmanöver mit positiver g-Belastung eine eventuelle mechanische Blockierung des Bugfahrwerks zu lösen, zeigten jedoch keine Wirkung.

Im Anschluss an die erfolglos durchgeführten Flugmanöver befasste sich die Besatzung mit der bevorstehenden Notlandung. Zu diesem Zweck konsultierte sie die Prüfliste "Abnormal Gear Condition - Emergency Landing" (siehe Anlage 8). Das Verfahren in dieser Prüfliste für den Fall "Nose Gear Retracted, Both Main Gear Down & Locked" beginnt mit einem Hinweis, der die vom Flugzeughersteller telefonisch empfohlenen Flugmanöver erwähnt. Im Hinweis wird festgehalten, dass die Flugmanöver mit eingefahrenen Landeklappen durchzuführen sind und die g-Belastung den Wert von 2.5g nicht überschreiten soll.

Die Aufzeichnungen zeigen, dass die Flugmanöver mit einer Landeklappenstellung von 20° durchgeführt wurden. Ob diese Konfiguration mit dem Flugzeughersteller thematisiert wurde, ist nicht bekannt. Da das Hilfshydrauliksystem funktionsstüchtig war, wäre ein Einfahren der Landeklappen möglich gewesen.

Nach dem Erklären einer Notlage besprach die Besatzung die Evakuierung des Flugzeuges gemäss Prüfliste "Emergency Airplane Evacuation" (siehe Kapitel 1.17.2.4). Der Copilot las die Prüfliste Punkt für Punkt vor. Der Kommandant entschied sich entgegen der Prüfliste, die *fire handles* der beiden Triebwerke nur zu ziehen, nicht aber zu drehen. Er vertrat die Meinung, dass dies nur gemacht werden müsse, wenn es nötig sei. Dieser Entscheid führte zu einer kurzfristigen Unsicherheit im Cockpit. Die Frage muss offen bleiben, wie sinnvoll es ist, in einer effektiven Notsituation ohne zwingende Gründe von festgelegten und eintrainierten Notfallverfahren abzuweichen.

Die Frage des Copiloten, ob er die Triebwerke bereits während des Ausrollens auf der Piste abstellen solle, wurde vom Kommandanten mit der Bemerkung verneint, dass dies "*zu wilde procedures*" wären. Der Entscheid des Kommandanten muss unterstützt werden.

Bei der Besprechung der Notlandung, basierend auf der Prüfliste "Abnormal Gear Condition - Emergency Landing", erwähnte der Kommandant gegenüber dem Copiloten unter anderem, dass er nach der Landung mit Unterstützung der Schubumkehr die Flugzeugnase so lange wie möglich oben halten wolle, um sie dann auf die Piste zu setzen.

In der Prüfliste steht:

5. *Thrust Reverser*.....*USE MAXIMUM (BOTH ENGINES) TO REDUCE LOAD ON NOSE*

Die durch den Hydraulikfehler bedingte fehlende Schubumkehr am linken Triebwerk wurde nicht angesprochen.

Als nächster Punkt steht in der Prüfliste:

6. *Nose*.....*FLY ONTO RUNWAY*

Das Vorhaben des Kommandanten, die Flugzeugnase so lange wie möglich oben zu halten, deckt sich nicht mit dieser Anweisung.

Nach einem erneuten telefonischen Kontakt mit dem Testpiloten des Flugzeugherstellers wurde entschieden, auf die Schubumkehr zu verzichten und die Flugzeugnase nicht zu lange oben zu halten.

Nach dem Ausfahren der Landeklappen über die Position von 22° ertönte die akustische Fahrwerkswarnung (siehe Kapitel 1.6.3.5). Wie die CVR Aufzeichnungen belegen, wurde dieser Warnton während des gesamten Endanfluges durch die Besatzung als sehr störend empfunden. Bis kurz vor der Landung versuchte sie deshalb, durch Drücken verschiedener *push buttons* die Warnung zu stoppen. All diese Versuche blieben erfolglos. Die Frage, ob mangelhafte Systemkenntnisse oder starker psychischer Druck dazu führten, dass die Besatzung nicht realisierte, dass die Warnung durch das Zurückfahren der Landeklappen zu stoppen gewesen wäre, muss offen bleiben.

Hätte die Besatzung konsequent gemäss Prüfliste für den *Left Hydraulic System (L SYS) Failure* gehandelt, wären die Landeklappen für den Anflug in der Stellung 20° verblieben und die Warnung wäre nicht ausgelöst worden.

Im vorliegenden Unfall entstanden zwei verschiedene Probleme, welche eine gemeinsame Ursache hatten. Für jedes einzelne Problem besteht eine Prüfliste, welche spezifisch auf das jeweilige Problem ausgerichtet ist. Beim Auftreten mehrerer Probleme muss die Besatzung Prioritäten setzen, wobei die einzelnen Probleme entsprechend zu berücksichtigen sind.

Beim vorliegenden Fall entstand der Eindruck, dass die Besatzung auf das nicht ausgefahrene Bugfahrwerk fokussiert war und deshalb den Konsequenzen des Hydraulikfehlers nicht die nötige Beachtung schenkte.

2.2.1.2 Zusammenarbeit im Cockpit

Gemäss Aussage des Kommandanten, welcher auf diesem Flug als fliegender Pilot (*pilot flying* – PF) eingesetzt war, fand verschiedentlich eine Kontrollübergabe an den Copiloten statt. Diese Übergaben erfolgten im Zusammenhang mit den aufgetretenen Problemen und waren zweckmässig.

Die Aufzeichnungen im CVR, welche nur die letzten 30 Minuten des Unfallfluges aufzeichneten, vermittelten ein Bild über die Zusammenarbeit im Cockpit. Es fällt auf, dass sehr viel diskutiert wurde. Diese Diskussionen über Verfahren und Abläufe fanden beinahe ohne Unterbruch bis zum Stillstand des Flugzeuges auf der Piste 14 statt.

Eine klare Befehlsgebung für einzelne Tätigkeiten im Cockpit war nicht erkennbar. Ebenso fehlte oft eine klare Orientierung über durchgeführte Handlungen. Das mag damit zusammenhängen, dass die beiden Piloten, wie in kleineren Flugbetriebsunternehmen üblich, sehr viel zusammen unterwegs waren und sich gut kannten.

Das mehrmalige Wiederholen von bereits besprochenen Verfahren für den Anflug und die Notlandung, permanent gestört durch die akustische Fahrwerkswarnung, vermittelt den Eindruck einer gewissen Unruhe im Cockpit.

Die Aufzeichnungen zeigen, dass das Aufsetzen auf der Piste 14 sanft erfolgte und der Kommandant das Flugzeug auf der *centerline* sehr gut unter Kontrolle hielt.

Die Evakuierung des Flugzeuges war der Situation angepasst.

2.2.1.3 Prüflisten des Flugzeugherstellers

Die im QRH (*Quick Reference Handbook*) des Flugzeugherstellers publizierten Prüflisten sind teilweise umfangreich und für Besatzungen sehr anspruchsvoll. So wird zum Beispiel das Verfahren für einen *Left Hydraulic System (L SYS) Failure* (siehe Anlage 7) über vier Seiten abgehandelt.

In diesem Verfahren wird im Punkt 5 verlangt, dass die Landeklappen in die Stellung 20° gebracht werden müssen. Unmittelbar daran wird in einer *NOTE* darauf hingewiesen, dass es bis zwei Minuten dauern kann, bis die Landeklappen von der Stellung 0° in die Stellung 39° ausgefahren sind. Dies könnte implizit den Eindruck vermitteln, dass im weiteren Verlauf des Verfahrens die Stellung 39° verlangt wird. Ob diese *NOTE* die Besatzung in der Entscheidung, die Landeklappen in die Stellung 39° zu bringen, beeinflusst hat, kann nicht beurteilt werden.

In dieser Prüfliste steht im Anschluss an Punkt 5, wie zu verfahren ist, wenn ein Hydraulikleck im Landeklappensystem vermutet wird. Es fehlt jedoch der Hinweis, wo in der Prüfliste weiter gefahren werden muss, wenn dies nicht zutrifft.

Es ist grundsätzlich schwierig für die Besatzung zu erkennen, wo in der Prüfliste „Left Hydraulic System (L SYS) Failure“ die Verfahren für verschiedene Systemzustände beginnen und wo sie enden.

Die Prüfliste muss diesbezüglich als nicht sehr benutzerfreundlich beurteilt werden.

Im Verfahren "Abnormal Gear Condition - Emergency Landing" (siehe Anlage 8) werden in einer *NOTE* Flugmanöver beschrieben, welche zum Ziel haben, ein blockiertes Bugfahrwerk frei zu bekommen. Dabei wird erwähnt, dass eine positive g-Belastung von 2.5g nicht überschritten werden soll. Die Einhaltung einer solchen Limite ist für den Piloten in Ermangelung einer entsprechenden Anzeige nicht kontrollierbar.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR/IFR zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Der letzte geplante Unterhalt fand vom 15. bis 18. Mai 2007 bei 11 213:22 Zellenstunden statt.
- Das Hauptfahrwerk konnte ausgefahren und verriegelt werden, das Bugfahrwerk konnte nicht ausgefahren werden.
- Alle vier Befestigungsschrauben am Abschlussdeckel des Bugfahrwerks *door actuator shuttle valve* waren gebrochen. Sie wiesen einen flächenmässig hohen Dauerbruchanteil auf.
- Die typischen Merkmale, wie sie festgezogene Schrauben hinterlassen, konnten bei der metallographischen Untersuchung nicht festgestellt werden.
- Der Abschlussdeckel brach und wurde vom *shuttle valve* getrennt.
- Die Hydraulikflüssigkeit des linken Systems lief allmählich aus.
- Beim Versuch, das Bugfahrwerk mit Stickstoffdruck notfallmässig auszufahren, wurde das Wechselventil-Kolbengehäuse ausgestossen.
- Im Bugfahrwerk *door actuator* konnte kein Druck mehr aufgebaut werden und das Bugfahrwerk blieb geschlossen.

3.1.2 Besatzung

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Die von der Besatzung getroffenen Entscheide für den Flugverlauf nach dem erfolglosen Ausfahren des Bugfahrwerks waren der Situation angepasst.
- Die in den Prüflisten des Flugzeugherstellers festgelegten Verfahren wurden durch die Besatzung nicht konsequent umgesetzt.
- Es wurde beinahe ohne Unterbruch über Verfahren und Abläufe diskutiert. Diese Diskussion wurde nicht mit einem strukturierten Briefing abgeschlossen.

3.1.3 Flugverlauf

- Nach einem ereignislosen Flug erfolgte ein Anflug auf die Piste 14 in Zürich.
- Beim Ausfahren des Fahrwerks stellte die Besatzung fest, dass das Bugfahrwerk als nicht ausgefahren angezeigt wurde.
- Beim anschliessenden Durchstart stellte die Besatzung fest, dass die Anzeige für die Hydraulikflüssigkeitsmenge des linken Systems zu sinken begann.

- Bei einem erneuten Anflug zeigte sich der Besatzung das gleiche Bild: Hauptfahrwerk ausgefahren und verriegelt, Bugfahrwerk nicht ausgefahren.
- Das durchgeführte Verfahren zum Ausfahren des Fahrwerks im Notfall war erfolglos.
- Zwecks Beobachtung der Fahrwerkkonfiguration von aussen führte die Besatzung einen Überflug der Piste auf geringer Höhe durch.
- Es bestätigte sich, dass das Bugfahrwerk nicht ausgefahren war.
- Um eine eventuelle Blockierung des Bugfahrwerks zu lösen, führte die Besatzung Flugmanöver mit hoher g-Belastung durch.
- Diese Flugmanöver brachten nicht den gewünschten Erfolg.
- Die Besatzung erklärte eine Notlage.
- Die Notlandung erfolgte sanft und das Flugzeug konnte bis zum Stillstand auf der Pistenmittellinie gehalten werden.
- Die Notfall Evakuierung erfolgte durch die Passagiertüre (*main entry door*).

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Im vorliegenden Unfall entstanden zwei verschiedene Probleme, welche eine gemeinsame Ursache hatten. In einer solchen Situation kann eine einseitige Fokussierung entstehen.
- Die Prüfliste „Left Hydraulic System (L SYS) Failure“ ist nicht zweckmässig aufgebaut und erschwert, speziell unter schwierigen Bedingungen, die Arbeit der Besatzung.
- Die Wetterbedingungen hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass am Bugfahrwerk *door actuator* alle vier Befestigungsschrauben des Abschlussdeckels (*gland*) des *shuttle valve* rissen und der Abschlussdeckel brach. Als Folge davon konnte das Bugfahrwerk nicht ausgefahren werden.

Zum Unfall beigetragen haben:

- Versagen des Notsystems infolge eines Lecks, welches durch den abgetrennten Abschlussdeckel des *shuttle valve* verursacht wurde
- Nicht geeignete und unzureichend angezogene Befestigungsschrauben am Abschlussdeckel des *shuttle valve*
- Geringe Materialstärke des Abschlussdeckelflansches

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

In Anbetracht der durch den Flugzeughersteller bereits getroffenen Massnahmen nach dem Unfall wird auf das Erlassen von Sicherheitsempfehlungen verzichtet.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Am 2. Juni 2007, einen Tag nach dem Unfall, informierte der Flugzeughersteller seine Kunden mit dem "MAINTENANCE AND OPERATIONS LETTER" (ALL-MOL-07-0007) über den Unfall unter anderem wie folgt:

On June 1, 2007, a Gulfstream V performed a nose-gear-up landing in Zurich, Switzerland. Passengers were on board the aircraft at the time of the incident and no injuries to the crew or passengers were reported. The event is being investigated and any required fleet action will be communicated.

Am 12. Juni 2007 folgte eine zweite Orientierung (ALL-MOL-07-0008). Unter anderem steht in diesem ALL-MOL:

Gulfstream released Maintenance and Operations Letter (MOL) ALL-MOL-07-0007, on June 2, 2007, communicating a Gulfstream V nose-gear-up landing incident in Zurich, Switzerland. The ongoing investigation of this event is currently focusing on the Nose Landing gear (NLG) door actuator shuttle valve end cap.

Gulfstream has inspected more than 40 aircraft and has found no discrepancies. Investigation into the event continues and further updates will be provided when available.

Am 22. Juni 2007 ereignete sich ein weiterer Vorfall mit einem Gulfstream G-V (siehe Kapitel 1.18). Der Flugzeughersteller veranlasste hierauf den Ersatz der in Gebrauch stehenden Befestigungsschrauben des Typs AN502-10-8.

Weiter publizierte der Flugzeughersteller am 22. Juni 2007 den "MAINTENANCE AND OPERATIONS LETTER" (GV-MOL-07-0018), in welchem er seine Kunden unter anderem wie folgt orientierte:

SUBJECT: *Landing Gear (ATA 32) – Alert Customer Bulletin (ACB) to Inspect Nose Landing Gear Door Actuator Shuttle Valve End Cap.*

On June 2, 2007, Gulfstream issued Maintenance and Operations Letter (MOL) ALL-MOL-07-0007 communicating an incident where a Gulfstream V performed a nose-gear-up landing. Follow-on investigation has concentrated on the nose landing gear door actuator shuttle valve end cap. Gulfstream is developing an Alert Customer Bulletin to provide instructions for inspection of the end cap and attaching fasteners. The anticipated release date of the ACB is today, June 22, 2007.

Das oben erwähnte ACB (Alert Customer Bulletin No. 27) beschreibt den Vorfall detaillierter und verlangt eine einmalige Aktion, welche innerhalb 20 Landungen jedoch nicht später als 30 Tage erfolgen muss. Unter anderem steht im ACB:

B. Reason:

A nose landing gear door actuator shuttle valve end cap separated from the shuttle valve housing, resulting in a loss of hydraulic system fluid. Subsequent efforts to blow down the nose landing gear forced the shuttle valve out of its housing

and allowed the nitrogen to discharge overboard. Investigation determined failure of the shuttle valve end cap and retaining hardware as the cause.

C. Description:

This alert customer bulletin is a one-time action to inspect the nose landing gear door actuator shuttle valve end cap for evidence of cracks, security and condition of retaining hardware

D. Compliance:

Compliance with this alert customer bulletin is to be accomplished within 20 landings, not to exceed 30 days.

E. Approval:

This alert customer bulletin contains no modification information that revises the configuration and therefore does not require regulatory agency approval.

Am 25. Juni 2007 orientierte der Flugzeughersteller das FAA über die bis anhin getroffenen Massnahmen und gab bekannt, dass er unter der Projektnummer TD09991AT-T einen Ersatz der Befestigungsschrauben geplant hätte.

Am 29. Juni 2007 erliess der Flugzeughersteller das "Alert Customer Bulletin Number 28", in welchem er unter dem Titel "*Landing Gear (ATA 32), Inspection – Nose Landing Gear Door Actuator Shuttle Valve End Gland (Non-Destructive Testing)*" eine weitere einmalige Aktion verlangte. Diese wurde unter anderem wie folgt beschrieben:

B. Reason:

... Alert Customer Bulletin 27 was issued on June 22, 2007, which directed a visual inspection of the shuttle valve end gland and hardware for condition and security. In addition to a visual inspection, Gulfstream Engineering has determined that non-destructive testing (NDT) of the end gland and installation of improved retaining hardware will reduce the potential for failures of this nature.

C. Description:

This Customer Bulletin is a one-time action to inspect the nose landing gear door actuator shuttle valve end gland using non-destructive testing (NDT) methods and to replace the end gland retaining hardware.

D. Compliance:

For aircraft with NLG door actuators having 2000 cycles or more, compliance with this customer bulletin is to be accomplished within the next 30 days.

For aircraft with NLG door actuators having less than 2000 cycles, compliance with this customer bulletin is to be accomplished within the next 60 days.

E. Approval:

This modification is classified as Minor, and is approved by the Federal Aviation Administration (FAA) and accepted by the European Aviation Safety Agency (EASA) reference, Decision No. 2004/04/CF of the Executive Director of the Agency, dated 10 December 2004.

Die auszuführenden Arbeiten waren mit einer Inspektionszeit von 8 Stunden und zusätzlichen 2 Stunden, falls der Abschlussdeckel ersetzt werden musste, geplant. Es wurde verlangt, dass die Befestigungsschrauben, eine nach der anderen, temporär entfernt werden, um den Flansch des Abschlussdeckels und die Bohrungen für die Befestigungsschrauben auf Beschädigungen kontrollieren zu können. Dabei wurden die Befestigungsschrauben durch einen anderen Typ ersetzt, mit einem Drehmomentschlüssel angezogen und gesichert.

Bern, 22. April 2008

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalles.

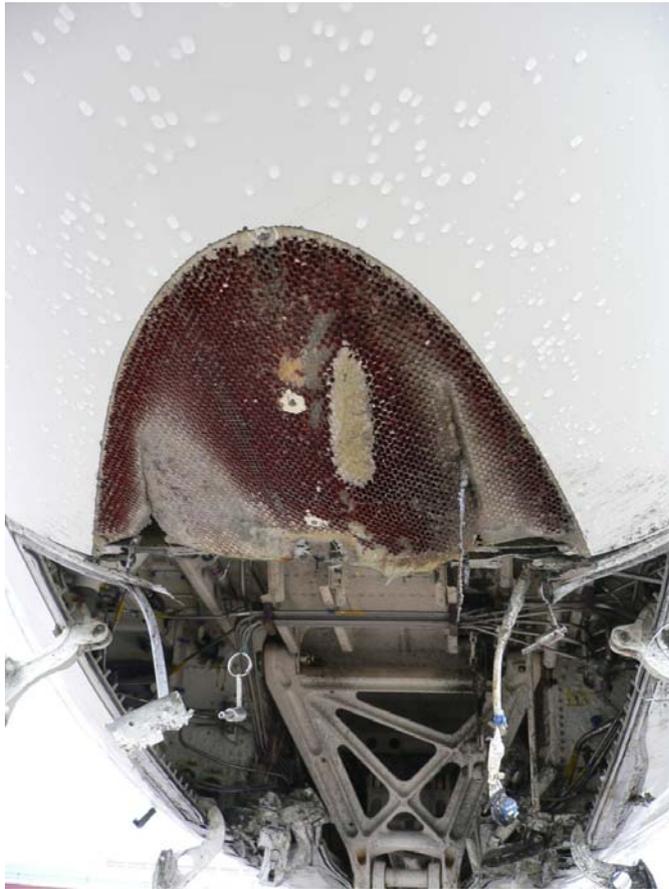
Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Anlagen

Anlage 1: Schaden am Luftfahrzeug



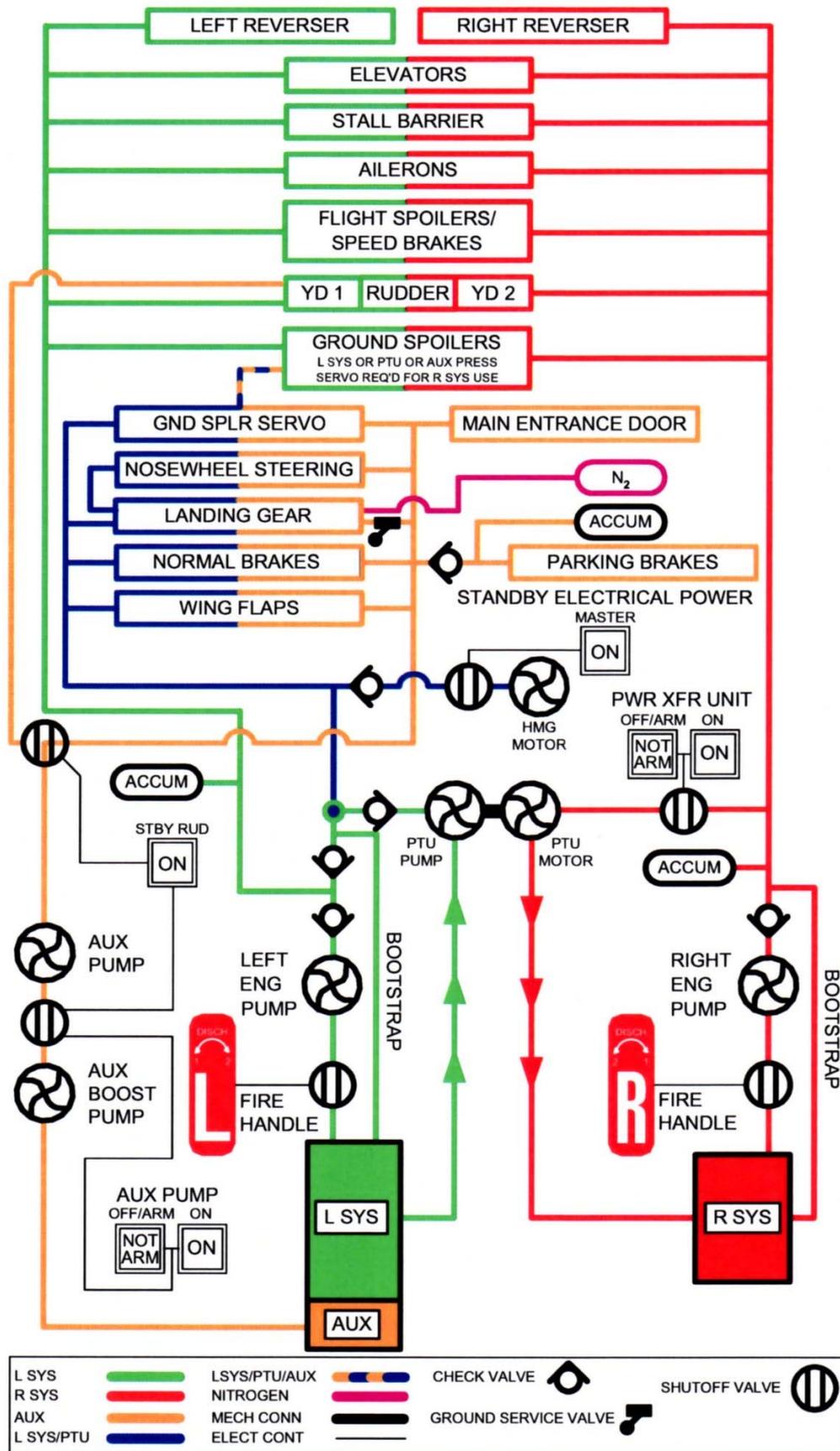


Beschädigter Radom und Bugfahrwerkschacht

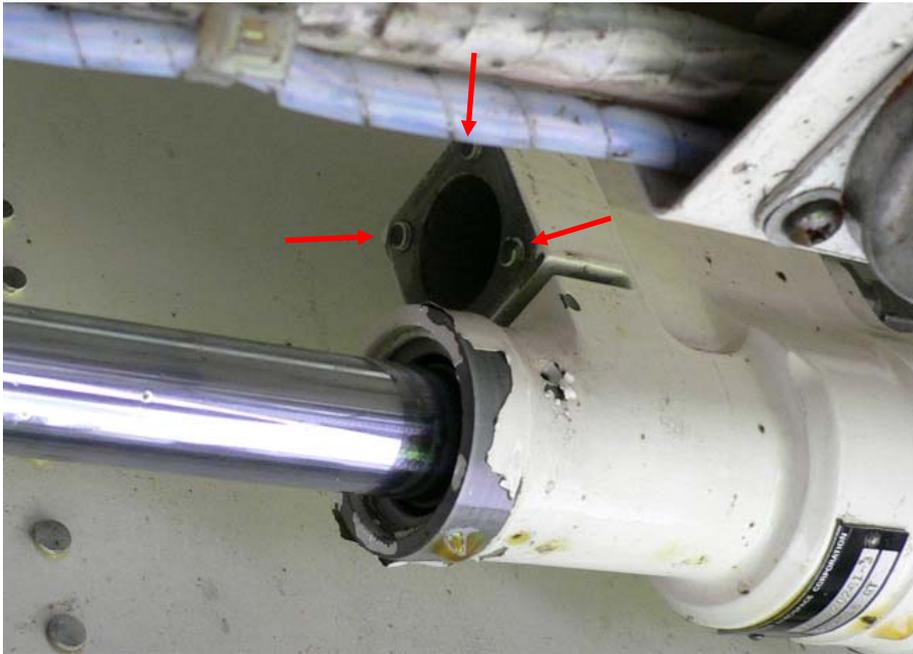


Bugfahrwerkstrebe
(drag brace)

Anlage 2: Schematische Darstellung des Hydrauliksystems



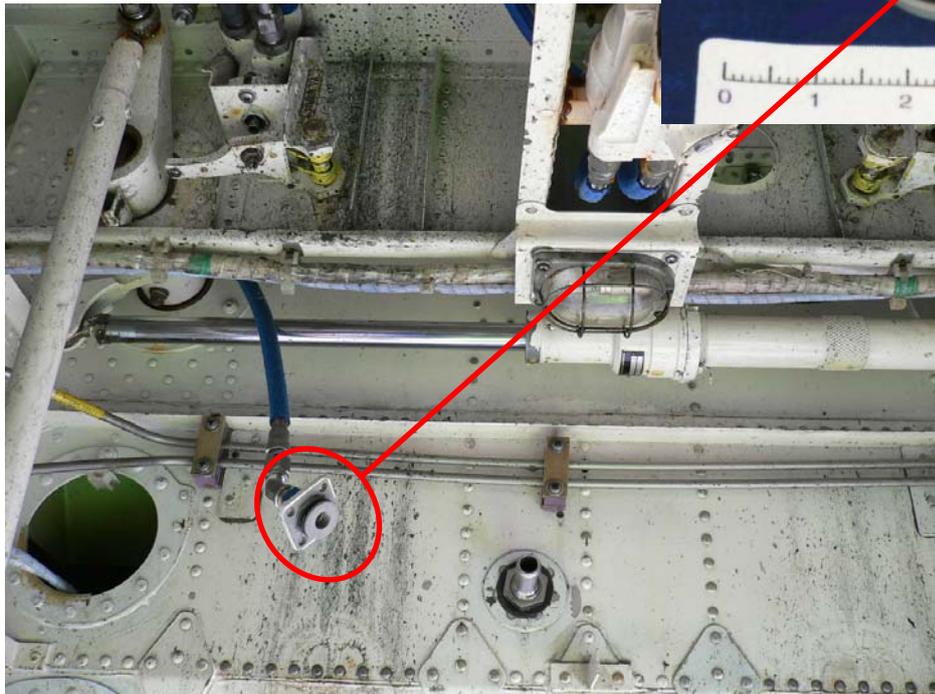
Anlage 3: Befunde nach dem Unfall



Ausgerissene Befestigungsschrauben des Endstücks (Pfeile)



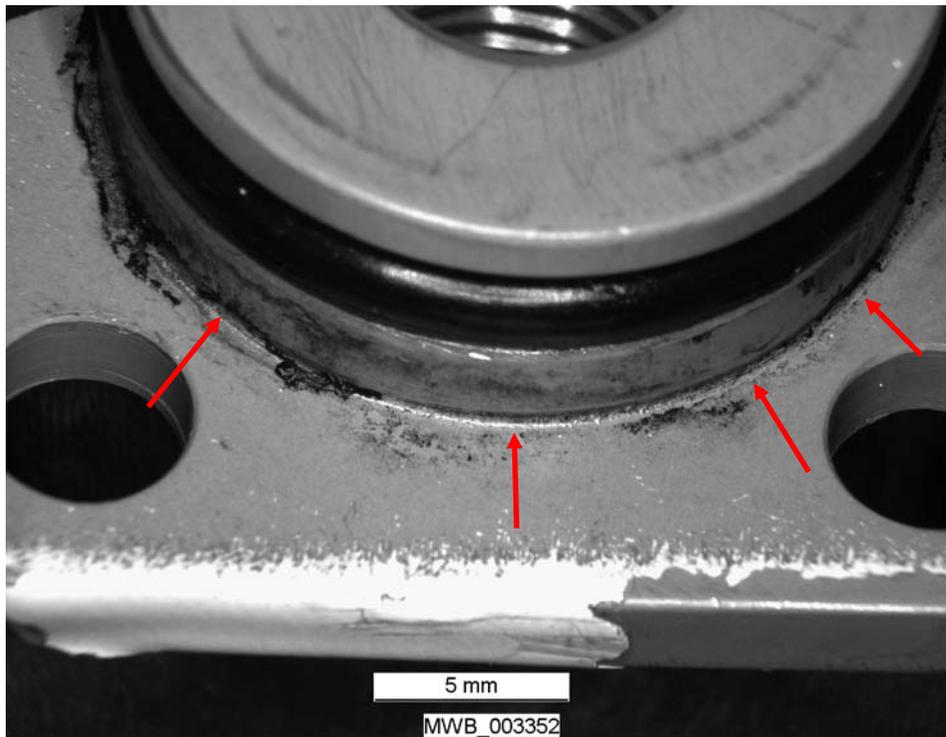
Abgebrochenes Endstück des *shuttle valve*



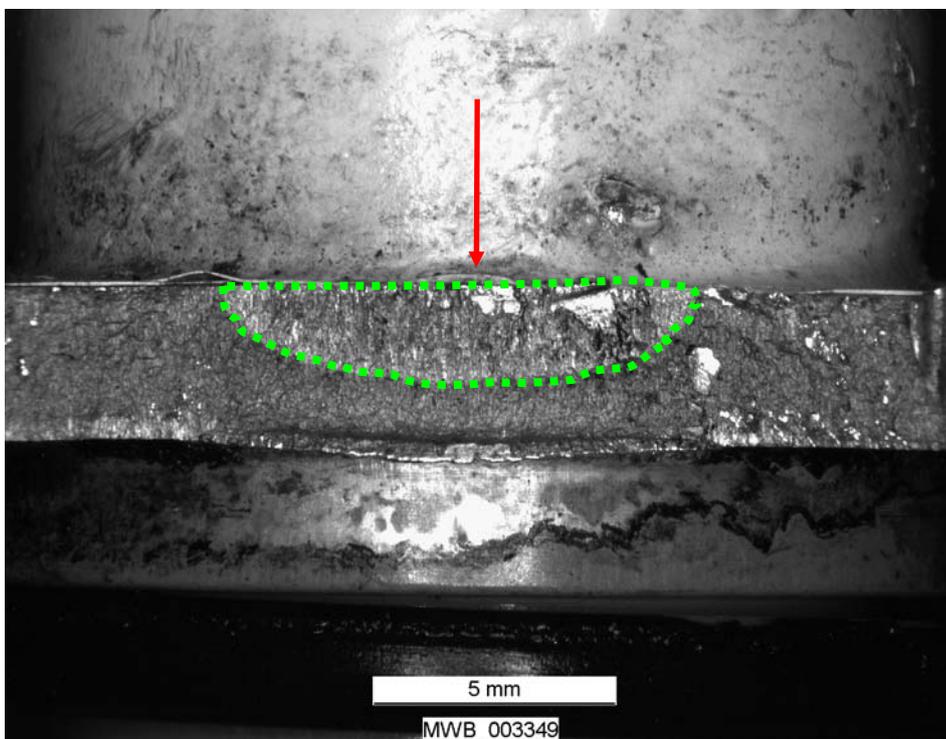
Anlage 4: Das Flugzeug nach dem Stillstand



Anlage 5: Fraktographische Untersuchung am Abschlussdeckel



Anriss entlang des Innenradius auf der gegenüberliegenden Flanschseite



Bruchfläche mit sekundären Beschädigungen (glänzend). Bruchausgang (Pfeil) am Übergang Flansch/Auge. Grün umrandet: Dauerbruchfläche

Anlage 6: Fraktographische Untersuchungen der Befestigungsschrauben



Bild 1: Abgebrochene Befestigungsschrauben des Abschlussdeckels

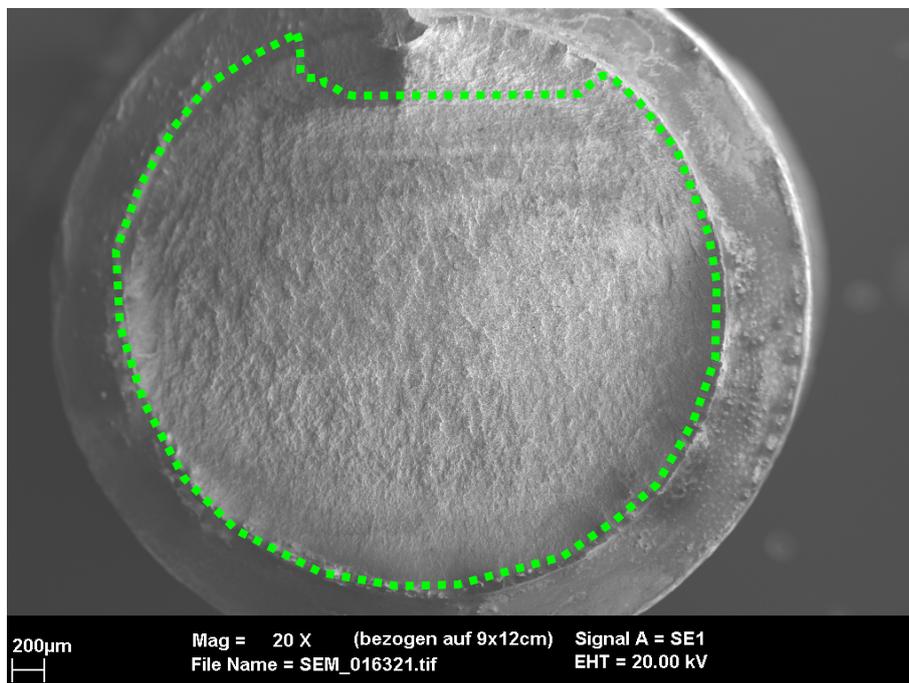


Bild 2: Bruchfläche der Schraube Nr. 1. Dauerbruchteil grün umrandet. Zahlreiche Stufen entlang des Gewindegrundes

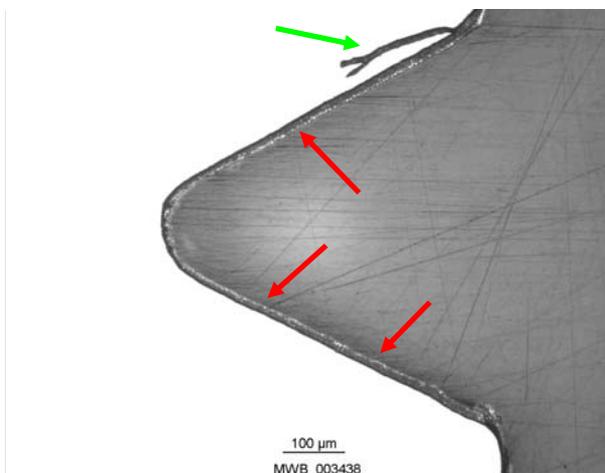


Bild 3: Unbeschädigte Beschichtung (rote Pfeile) und Anrisse (grüner Pfeil) auf den Gewindeflanken.

Anlage 7: Verfahren bei Verlust des linken Hydrauliksystems

Quick Reference Handbook **GULFSTREAM V****Left Hydraulic System (L SYS) and Auxiliary Hydraulic System (AUX) Loss Of Fluid, ctd...** **AFM 4-15-20**

14. Speed Brakes EXTEND
15. Right Thrust Reverser DEPLOY / AS REQUIRED

CAUTION: IT IS NORMAL FOR DECELERATION TO INCREASE AS THE STOP PROGRESSES. THIS MAY RESULT IN LOCKED WHEELS AND BLOWN TIRES. REDUCE PRESSURE AS REQUIRED TO MAINTAIN CONSTANT DECELERATION. THERE WILL BE A SIGNIFICANT INCREASE IN LANDING DISTANCE WITH ANTI-SKID INOPERATIVE.

16. Park / Emergency Brake ...AS REQUIRED TO MAINTAIN 400 PSI
Slowly apply park/emergency brake, increasing pressure to 400 PSI. However, it may be necessary to exceed this pressure in order to stop the airplane on the runway. The pilot should devote his attention to airplane control and brake application, while the copilot should monitor applied brake pressure advising the pilot of corrections required to maintain optimum brake pressure.

After Landing:

17. Landing Gear Safety Pins INSTALL
CAUTION: GEAR PINS SHALL BE INSTALLED PRIOR TO RESETTING DUMP VALVE.

END

Left Hydraulic System (L SYS) Failure **AFM 3-15-30**

1. FGC Selection FGC 2
2. Fluid Quantity CHECK

If loss of L SYS fluid and AUX SYS fluid is suspected or has occurred, see Left (L SYS) and Auxiliary Hydraulic System (AUX) Loss Of Fluid, page EE-6.

If loss of only L SYS fluid has occurred, perform Steps 3 through 20.

If loss of L SYS fluid has not occurred, perform Steps 21 through 30.

Continued on next page →

GULFSTREAM V **Quick Reference Handbook****Left Hydraulic System (L SYS) Failure, ctd...** **AFM 3-15-30**

3. PTU NOT ARM
CAUTION: IF LOSS OF L SYS FLUID IS SUSPECTED OR HAS OCCURRED, 20° FLAPS SHOULD BE PLANNED FOR APPROACH AND LANDING.

For approach and landing:

4. AUX Pump ON
5. Flap Handle 20°

NOTE: Flap extension from UP (0°) to DOWN (39°) may take up to two (2) minutes. An amber **AUX HYD FAIL** message will be displayed on CAS during flap movement.

CAUTION: IF THE AUX HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE READS ZERO IMMEDIATELY AFTER SELECTING FLAPS, A HYDRAULIC LEAK IN THE FLAPS SYSTEM SHOULD BE SUSPECTED.

If a hydraulic leak in the flaps system is suspected:

6. AUX Pump OFF
7. FLAP/STAB (LEFT and RIGHT) DC CBs PULL
FLAP/STAB LEFT DC: POP, C-6 FLAP/STAB RIGHT DC: CPOP, C-6
8. GPWS/GND SPLR FLAP ORIDE ON

NOTE: See **Partial Or Jammed Flaps Landing**, page ED-18.

9. Landing Gear Handle DOWN
10. Airspeed 175 KCAS MAXIMUM
11. Landing Gear EXTEND USING ALTERNATE OPERATION
NOTE: See **Landing Gear Failure To Extend**, page EG-4.

CAUTION: DO NOT RESET EMERG LDG GEAR HANDLE OR DUMP VALVE PRIOR TO LANDING.

12. Landing Gear DOWN / 3 GREEN
13. Flap Position VERIFY 20°

To clear STEER BY WIRE FAIL message:

14. AUX Pump ON
15. NOSE WHEEL STEERING POWER CYCLE OFF THEN ON

Continued on next page →

Quick Reference Handbook **GULFSTREAM V** **GULFSTREAM V** **Quick Reference Handbook**

Left Hydraulic System (L SYS) Failure, ctd... AFM 3-15-30

Prior to touchdown:

CAUTION: ENSURE THAT THE FLAPS HAVE REACHED THE 20 DEGREE POSITION PRIOR TO TOUCHDOWN. IF FLAPS ARE STILL IN TRANSIT, DELAY THE LANDING UNTIL THE FLAP MOVEMENT HAS STOPPED. IF UNABLE TO DELAY THE LANDING, PULL THE FLAP/STAB LEFT DC (POP, C-6) AND FLAP/STAB RIGHT DC (CPOP, C-6) CIRCUIT BREAKERS TO STOP FLAP MOVEMENT. LANDING WITH THE FLAPS IN MOTION DRIVEN BY THE AUXILIARY HYDRAULIC PUMP WILL CAUSE A LOSS OF BRAKES DURING LANDING ROLLOUT.

- 16. GND SPLR ARMED
- 17. GPWS/GND SPLR FLAP ORIDE..... ON
Select the ORIDE switch to ON if landing with flaps less than 22 degrees. This prevents the nuisance "TOO LOW FLAPS" aural alerts and provides backup capability to deploy the ground spoilers with wheel spin-up.

After landing:

- 18. Speed Brakes DEPLOY MANUALLY
- 19. Brakes / Steering AS REQUIRED TO MAINTAIN DIRECTIONAL CONTROL
- 20. Right Thrust Reverser AS REQUIRED

NOTE: The Left Thrust Reverser will not deploy.

CAUTION: GEAR PINS SHALL BE INSTALLED PRIOR TO RESETTING DUMP VALVE.

If L SYS has failed but L SYS fluid is still available:

While enroute:

- 21. FGC Selection FGC 2
- 22. PTU NOT ARM

For approach and landing:

- 23. PTU ON

NOTE: For gear and flap operation after takeoff or during approach, operate one system at a time, allowing completion of cycle before operating next system, e.g.:

- a. After takeoff, raise gear first, then retract flaps after gear is up.
- b. For approach and landing, allow flaps to reach 20° before lowering gear.

Continued on next page →

Left Hydraulic System (L SYS) Failure, ctd... AFM 3-15-30

- 24. AUX Pump ON
- 25. Flaps 20°
- 26. Landing Gear DOWN / 3 GREEN
- 27. Flaps DOWN (39°)

Prior to touchdown:

- 28. Ground Spoilers ARMED

After landing:

- 29. Brakes / Steering AS REQUIRED TO MAINTAIN DIRECTIONAL CONTROL
- 30. Right Thrust Reverser AS REQUIRED

NOTE: The Left Thrust Reverser will not deploy.

END

Anlage 8: Verfahren zur Landung mit abnormalen Fahrwerkzuständen

GULFSTREAM V *Quick Reference Handbook***Abnormal Gear Condition - Emergency Landing**

AFM 4-18-90

This procedure is divided into the following four scenarios:

- Nose Gear Retracted, Both Main Gear Down And Locked
- One Main Gear And Nose Gear Down And Locked, Opposite Main Gear Retracted
- One Main Gear Only Down And Locked
- Both Main Gear Retracted, Nose Gear Down And Locked

Each scenario title is shown in **bold blue**.

Nose Gear Retracted, Both Main Gear Down & Locked

NOTE: If contamination of the uplocks due to ice and snow is suspected, consider flying to an area where melting can occur. If fully retracted, attempt to release from uplocks by applying positive "g" loading not to exceed 2.5g with flaps UP (0°). If partially extended but not locked down, perform a normal approach and firmly bump the main wheels on the runway in an attempt to shake the nose gear down and locked. Execute go-around. Consideration should be given to flying faster than normal in order to increase elevator effectiveness and the nose falling through on touchdown.

Landing procedure:

1. GPWS / GND SPLR FLAP ORIDE.....ON
2. Touchdown RUNWAY CENTERLINE
3. Speed BrakesEXTENDED AS NECESSARY
4. Thrust Reversers USE MAXIMUM (BOTH ENGINES) TO REDUCE LOAD ON NOSE
5. Wheel BrakesUSE MINIMUM
6. NoseFLY ONTO RUNWAY
NOTE: Relieve weight with elevator after runway contact.
7. Brakes.....AS NECESSARY FOR DIRECTIONAL CONTROL AND STOPPING

Continued on next page →

Anlage 9: Schadenbild eines anderen Vorfalles

